



Nocivité des défauts induits par impact pour les structures composites tissées 3D à matrice organique

Adrien Elias

► To cite this version:

Adrien Elias. Nocivité des défauts induits par impact pour les structures composites tissées 3D à matrice organique. Matériaux et structures en mécanique [physics.class-ph]. Ecole Centrale de Nantes (ECN), 2015. Français. NNT: . tel-01307529

HAL Id: tel-01307529

<https://hal.science/tel-01307529>

Submitted on 26 Apr 2016

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Thèse de Doctorat

Adrien ELIAS

*Mémoire présenté en vue de l'obtention du **grade de Docteur de l'Ecole Centrale de Nantes** sous le label de L'Université Nantes Angers Le Mans*

École doctorale : Sciences Pour l'Ingénieur, Géosciences, Architecture

Discipline : Mécanique des solides, des matériaux des structures et des surfaces

Soutenue le 26 juin 2015

Nocivité des défauts induits par impact pour les structures composites tissées 3D à matrice organique

JURY

Président :	Daniel COUTELLIER , Professeur des universités, ENSIAME-Université de Valenciennes
Rapporteurs :	Christophe BOUVET , Professeur, ISAE-SUPAERO Toulouse Emmanuel BARANGER , Chargé de recherche CNRS, LMT-ENS Cachan
Examineurs :	Nadia BAHLOULI , Professeur des universités, Laboratoire ICube, Université de Strasbourg Laurent GUILLAUMAT , Professeur des universités, ENSAM Angers
Encadrant :	Frédéric LAURIN , Ingénieur de recherche, Onera Myriam Kaminski , Ingénieur de recherche, Onera
Directeur de Thèse :	Laurent GORNET , Maître de conférence HDR, Ecole Centrale de Nantes
Invité :	Julien SCHNEIDER , Ingénieur de recherche, Snecma

Remerciements

Les années de réalisation de ces travaux de thèse ont été riches sur tous les plans. Je profite de ces quelques lignes pour remercier un certain nombre de personnes qui ont contribué à obtenir ces résultats, à me faire évoluer scientifiquement, et à me laisser des souvenirs précieux de cette tranche de vie.

Pour commencer, je remercie l'ensemble des membres du jury de l'intérêt qu'ils ont porté à mes travaux ainsi que pour les échanges enrichissants qui en ont résultés. Je remercie le président Daniel Coutellier ainsi que les examinateurs Nadia Bahlouli et Laurent Guillaumat de m'avoir manifesté cet intérêt au travers leurs questions lors de la soutenance. Je remercie les rapporteurs Christophe Bouvet et Emmanuel Baranger d'avoir accepté ce travail supplémentaire qu'est la rédaction des rapports. J'ai les ai lus avec plaisir et attention.

Merci également à Julien, Chef, Mini-Chef et Sylvain de m'avoir permis d'effectuer cette thèse dans un cadre de recherche industriel motivant et valorisant.

L'encadrement a eu un rôle majeur dans la bonne conduite des travaux présentés dans ce manuscrit mais aussi dans l'évolution scientifique m'ayant conduit jusqu'au grade de docteur. Malgré l'éloignement géographique, j'ai pu acquérir un certain recul sur le travail qui était en cours grâce aux remarques et questions régulières de Laurent. A l'Onera, j'ai pu profiter de l'investissement et du savoir de Frédéric qui a effectué cet encadrement d'une main de maître. En tant que co-encadrante Myriam a également toujours été très disponible. Les réunions de thèse ont, de plus, été très agréables et bien souvent (aussi) de bonnes occasions de rire ! C'est pourquoi je les remercie tous trois. Quant à la réalisation des essais qui ont été exploités dans la thèse, il s'agit de l'œuvre d'un seul homme : Pascal. Je le remercie pour son efficacité, son expérience et son humour.

Le cadre de l'Onera et du DMSC me laissera de très bons souvenirs. Je remercie Jean-François de m'avoir accueilli dans son département et de m'avoir témoigné sa confiance avant et pendant la thèse. Je ne peux pas citer individuellement toutes les personnes qui ont contribué directement ou indirectement à ces travaux (Antoine, Emilie, Carole, Cédric, FH, Johann, ...). Quoi qu'il en soit, je les remercie. Au-delà des aspects de la thèse, ce passage au DMSC m'aura permis de rencontrer des individualités et des amis avec qui j'ai vécu d'excellents moments à l'Onera et en dehors. Encore une fois trop nombreux, je n'ai malheureusement pas d'autre choix que d'adresser un merci global : aux « anciens » doctorants, aux « nouveaux », aux permanents, aux supers co-bureaux (Alexis et ses blagues, Camé et son compas, mon compère Antoine qui fait du son comme personne), aux membres de l'ASCO Judo, aux camarades de sorties et globalement à l'équipe Barcelone.

La thèse étant un investissement personnel important, je me dois de remercier les amis qui m'ont accompagnés pendant cette période et pour certains depuis bien longtemps. Merci à Steve, Mehdi, Samir ainsi qu'à tous les amis nordistes et bordelais.

Enfin, ce travail n'aurait pas été possible sans le soutien infaillible de ma famille : mon père, ma mère, Audrey, Lisa, Florian, Sébastien, Poupette, Maryse, cousins, cousines et les Darcel. Je les remercie profondément de tout ce qu'ils ont pu m'apporter. Les dernières lignes de mes remerciements s'adressent à Laure qui m'a tant soutenu et supporté au quotidien, et à notre fils.

« Allez les composites ! » C. J. 13/06/13 Nantes

Table des matières

Introduction.....	7
--------------------------	----------

Chapitre I : Etat de l'art sur la problématique de l'impact basse vitesse pour les matériaux composites	13
--	-----------

I.1 Introduction : Le dimensionnement à l'impact des structures composites	14
I.2 Les composites stratifiés de plis unidirectionnels	17
I.2.1 L'utilisation des stratifiés d'unidirectionnels dans l'aéronautique	17
I.2.2 Le comportement à l'impact	18
I.2.3 L'endommagement généré par l'impact dans les stratifiés UD	23
I.2.4 Les sollicitations post-impact	29
I.2.5 Amélioration des composites stratifiés pour l'impact.....	34
I.3 Les composites tissés interlocks.....	36
I.3.1 L'utilisation des composites tissés interlocks dans l'aéronautique	36
I.3.2 Endommagements générés par l'impact dans les interlocks	38
I.3.3 Les sollicitations post-impact	41
I.4 Prédiction par la modélisation des performances résiduelles	43
I.4.1 Prédiction des performances résiduelles des composites stratifiés	43
I.4.2 Prédiction des endommagements suite à un impact.....	47
I.4.3 Performances résiduelles des composites interlocks.....	49
I.5 Synthèse.....	52

Chapitre II : Caractérisation expérimentale des mécanismes d'endommagements lors de sollicitations d'impact basse vitesse sur composite tissé interlock.....	55
---	-----------

II.1 Introduction.....	56
II.2 Description des conditions expérimentales.....	57
II.2.1 Description du matériau interlock utilisé	57
II.2.2 Montage d'impact avec brides de serrage et fenêtre d'impact circulaire	57
II.2.3 Montage d'impact avec appuis simple sur rouleaux.....	61
II.2.4 Instrumentation pour l'analyse des essais	63
II.3 Compréhension des mécanismes d'endommagement.....	65
II.3.1 Comportement global à l'impact.....	65
II.3.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée.....	70
II.3.3 Les endommagements dus à l'impact	74
II.3.4 Répartition et morphologie de l'endommagement	79
II.4 Influence du tissage	81
II.4.1 Comportement global à l'impact avec l'interlock alternatif.....	81
II.4.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée avec l'interlock alternatif.....	82
II.4.3 Les endommagements dus à l'impact avec l'interlock alternatif	83
II.5 Influence des conditions aux limites	84
II.5.1 Comportement global à l'impact.....	84
II.5.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée.....	86
II.6 Comparaison d'un chargement quasi statique et d'un chargement dynamique.....	88

II.6.1 Comportement global	88
II.6.2 Les mécanismes d'endommagements	89
II.6.3 L'empreinte résiduelle.....	90
II.7 Synthèse.....	90
 Chapitre III : Modélisation des dommages induits par impact basse vitesse / basse énergie avec le modèle Onera Damage Model (ODM).....	
III.1 Introduction.....	96
III.2 Comportement viscoélastique	100
III.2.1 Observations expérimentales du comportement viscoélastique non linéaire.....	100
III.2.2 La non linéarité visqueuse.....	101
III.3 Représentation de la fissuration matricielle dans le plan	109
III.3.1 Les méso-dommages d_1 et d_2	109
III.3.2 Les déformations stockées dues aux méso-dommages	114
III.3.3 Les déformations résiduelles dues aux méso-dommages.....	123
III.4 Représentation des décohésions inter-torons	126
III.4.1 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v5.....	126
III.4.2 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v7.....	131
III.5 Représentation de la rupture progressive des torons	134
III.5.1 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v5.....	134
III.5.2 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v7.....	136
III.6 La procédure d'implémentation dans un code de calcul par éléments finis à intégration implicite	139
III.6.1 Implémentation dans le logiciel Matlab (loi sur un point de Gauss)	139
III.6.2 Implémentation dans Abaqus/Standard (code élément finis)	142
III.7 Synthèse.....	144
 Chapitre IV : Prédiction des endommagements induits par impact	
IV.1 Introduction	147
IV.2 Mise en place des simulations éléments finis.....	149
IV.2.1 Modélisation du problème d'impact.....	149
IV.2.2 Discrétisation spatiale et temporelle	150
IV.3 Identification du modèle matériau ODM-CMO-v7	155
IV.3.1 Identification de la visco-élasticité.....	156
IV.3.2 Identification des endommagements plans et des ruptures de torons	161
IV.3.3 Identification de l'endommagement hors-plan	163
IV.4 Comparaison simulations/essais d'impact sur composite tissé interlock.....	170
IV.4.1 Prédiction du comportement à l'impact.....	170
IV.4.2 Prédiction des zones endommagées	174
IV.4.3 Prédiction de l'empreinte résiduelle	179
IV.4.4 L'énergie dissipée.....	180
IV.5 Synthèse.....	182

Chapitre V : Estimation des performances résiduelles post-impact – Comparaisons essais / calculs	185
V.1 Introduction	186
V.2 Essais de compression après impact	187
V.2.1 Conditions expérimentales et instrumentation	187
V.2.2 Raideur résiduelle en compression après impact	189
V.2.3 Résistance résiduelle en compression après impact.....	192
V.3 Essais de traction après impact	194
V.3.1 Raideur résiduelle en traction après impact	195
V.3.2 Résistance résiduelle en traction après impact	198
V.4 Chaîne numérique pour la prévision des performances résiduelles.....	199
V.4.1 Enchaînement simulation dynamique / simulation statique	199
V.4.2 Modélisations éléments finis des sollicitations quasi-statiques post-impact	202
V.4.3 Endommagement et rupture en compression après impact	203
V.4.4 Endommagement et rupture en traction après impact	209
V.5 Estimation des performances résiduelles.....	214
V.5.1 Estimation de la perte de raideur engendrée par un défaut d'impact	214
V.5.2 Estimation de la perte de résistance engendrée par le défaut d'impact	215
V.6 Synthèse.....	219
 Conclusion générale et perspectives	 223
 Bibliographie	 231
 Table des figures.....	 241

Introduction

Les matériaux composites font désormais partie intégrante de l'industrie aéronautique. Les objectifs de réduction d'émissions polluantes fixés aux aviateurs et équipementiers ainsi que les objectifs de réduction de consommation de carburant rendent incontournable leur utilisation pour alléger les appareils du fait de leurs propriétés mécaniques spécifiques très avantageuses (rapport rigidité/masse volumique et résistance/masse volumique). Les enjeux actuels, liés à l'utilisation de ces matériaux, résident dans leur intégration optimale pour les différentes applications possibles en complément des solutions métalliques. Le mot composite regroupe en réalité une très grande diversité de matériaux en termes de composition ou d'architecture et donc également en termes de propriétés. La conception d'une structure alliant légèreté, performance et sécurité nécessite donc la prise en compte de l'ensemble des contraintes subies par la structure afin de déterminer quel composite utiliser, lorsque cela est possible, et de dimensionner au mieux la structure. Parmi les principales classes de matériaux composites utilisés dans l'aéronautique, les composites à matrice céramique (CMC) sont utilisés pour des applications à haute température alors que les composites à matrice organique (CMO), telles que les matrices époxydes, sont répandus pour les applications à basse température. Les composites les plus utilisés dans l'aéronautique sont les composites stratifiés. Ils sont constitués de plis composés de fibres longues, unidirectionnelles, imprégnées par une matrice organique et ces plis sont empilés avec différentes orientations. Le dimensionnement de ce type de matériaux est désormais bien intégré aux méthodes des bureaux d'étude (Thomas 2007). Toutefois, la tenue à l'impact de ces matériaux est l'une des limitations majeures des composites stratifiés classiques qui explique la non généralisation de leur utilisation pour les structures exposées. Pour ce type de structures soumises à l'impact, des matériaux composites présentant d'autres architectures matériau peuvent permettre de faire émerger des pièces innovantes.

Le groupe Safran est au fait de ces problématiques. Il a choisi de développer des solutions composites innovantes pour un certain nombre de ses structures pour en réduire la masse comme la contre-fiche de train d'atterrissage développée par Messier-Bugatti-Dowty ou l'aube de soufflante Fan du moteur LEAP de Snecma (Figure 1).



Moteur LEAP (Snecma)



Contrefiche (Messier-Bugatti-Dowty)

Figure 1 : Moteur LEAP de Snecma avec aube Fan en composite interlock et contrefiche de train d'atterrissage en composite interlock de Messier-Bugatti-Dowty

L'aube de soufflante Fan et la contrefiche de train d'atterrissage de Safran répondent à des cahiers des charges différents et subissent des chargements mécaniques différents. Cependant, ces deux structures sont fortement exposées au risque de choc. Les débris sur la piste projetés par le passage de l'avion au décollage pour le train d'atterrissage, l'ingestion d'oiseaux par le moteur en vol pour l'aube Fan, sont des exemples d'impact que peuvent subir ces structures au cours de leur fonctionnement. Elles peuvent également être impactées par de la grêle ou par la chute d'outils lors de la maintenance. La tenue à l'impact est l'un des points faibles des composites stratifiés d'unidirectionnels du fait de la génération de larges délaminages à l'interface entre deux plis (Figure 2), réduisant fortement les performances de la structure lors du chargement pour lequel elle a été conçue. Cependant, ces endommagements sont parfois difficiles à détecter visuellement, et donc à réparer, puisqu'en surface la structure ne présente pas nécessairement de trace visible du choc subi. Safran a donc développé des matériaux composites spécialement pensés pour la tenue à l'impact. Ces matériaux sont des composites architecturés tridimensionnels de type interlock. Dans ces composites, les renforts sont déviés dans l'épaisseur afin de lier les différentes couches ce qui leur confère une meilleure tenue à l'impact (Figure 2).

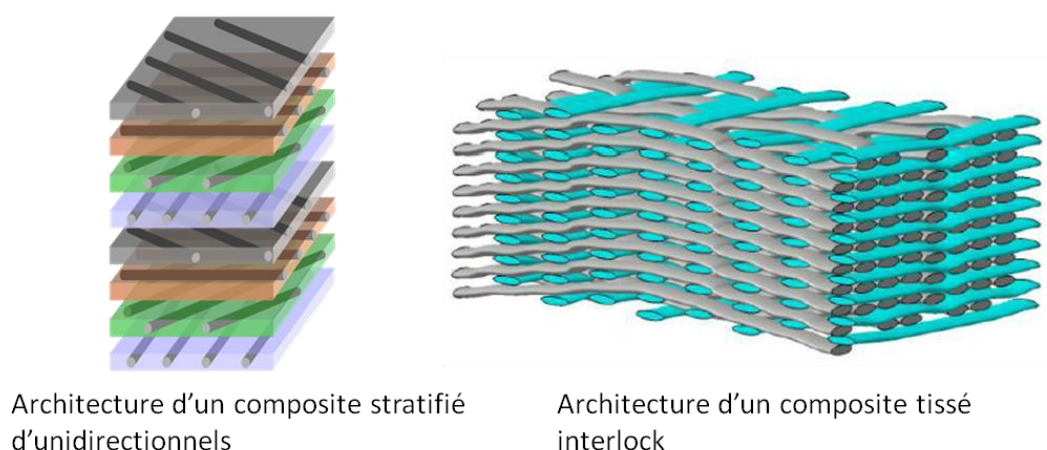


Figure 2 : Comparaison des architectures d'un composite stratifié d'unidirectionnels et d'un composite tissé interlock (Henry et al. 2011)

Le projet de recherche PRC Composites, dans lequel s'inscrit cette thèse (Figure 3), a été lancé en 2010 pour une durée de cinq ans dans le but d'étudier certaines des problématiques liées à l'introduction de composites innovants et en rupture avec les solutions classiques, dans les structures aéronautiques. Ce projet a été financé par la DGAC et implique le groupe Safran, l'Onera et le CNRS. Ces problématiques traitent aussi bien les aspects de procédés de fabrication que du comportement mécanique en passant par la durabilité et le contrôle non destructif. Dans tous ces aspects, la modélisation est indispensable pour comprendre, maîtriser et anticiper. L'objectif principal du projet est le développement de modèles pour ces matériaux composites innovants.

PRC Composites

Projet de recherche financé par la DGAC
impliquant le Groupe SAFRAN, l'ONERA et le CNRS



Le principal objectif est de proposer des **modèles** pour la simulation : du comportement mécanique, de la durabilité et des procédés de fabrication des pièces **composites CMC & CMO**

Figure 3 : Logo de présentation du projet PRC Composites

Ces travaux de thèse menés à l'Onera font partie du WorkPackage 4 du PRC Composites sur le comportement endommageable des composites tissés interlocks CMO. Ils traitent plus particulièrement des aspects de tolérance aux dommages et de la tenue à l'impact à basse vitesse (représentatif de chute d'outils ou de petits chocs). Les chocs à basse et à haute vitesse mettent en jeu des phénomènes physiques différents et doivent être traités séparément. L'étude et la caractérisation des composites interlocks CMO en dynamique rapide a été menée dans le PRC Composite dans le cadre de la thèse de J.-C. Guldner à l'Ecole Centrale de Nantes (Guldner et al. 2014). Nous nous sommes ici exclusivement intéressés aux impacts à basse vitesse/basse énergie. Un impact à basse vitesse en condition de service présente un caractère variable et imprévisible (taille, forme, masse de l'impactant, lieu du choc, vitesse incidente, ...). Les besoins en modèles dans ce domaine sont importants puisque toutes les configurations possibles ne peuvent être étudiées par essais. Il est nécessaire d'être capable d'anticiper les baisses de performances qui peuvent être induites par un impact afin de dimensionner au mieux les structures pour ce chargement critique. De ce fait, la prévision des performances résiduelles après impact est une préoccupation majeure de la communauté scientifique des composites depuis de nombreuses années en ce qui concerne les composites stratifiés.

Le point clé de la modélisation des endommagements d'impact et de la tenue post-impact pour les composites stratifiés d'unidirectionnels réside dans la modélisation des délaminages. Ce sont eux qui sont principalement responsables de la baisse importante de résistance en Compression Après Impact (CAI). La modélisation de ce type d'endommagement est particulièrement complexe notamment lors d'un chargement dynamique et des difficultés d'ordre numérique notamment y sont associées. Ainsi, peu d'auteurs sont parvenus à prévoir les endommagements induits par impact et à simuler leur influence lors d'un chargement post-impact (González et al. 2012)(Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013). Les composites tissés interlock présentent une architecture différente et donc des mécanismes d'endommagement également différents. Les modèles développés pour les

stratifiés ne sont pas adaptés et des modèles spécifiques doivent être utilisés dans le cadre de ces matériaux.

Les composites de type tissé interlock tels que ceux utilisés par Safran ont été développés dans ce contexte bien que la notion de tolérance à l'impact est initialement pensée pour les composites stratifiés. Aucun modèle (à notre connaissance) destiné à prévoir les performances résiduelles après impact des matériaux interlocks n'était disponible dans la littérature au début de la présente étude.

L'objectif de cette thèse est de combler ce manque et de proposer une démarche de modélisation permettant de prévoir la tenue statique résiduelle de structures composites tissés interlocks impactées.

Nous avons cherché à mettre en place un modèle qui puisse être un outil le plus complet possible pour le dimensionnement à l'impact des structures interlocks. A cette fin, le modèle devra permettre l'étude de plusieurs configurations et remplir les critères des bureaux d'études industriels (temps de calcul limité, facilité d'identification et d'utilisation). Nous avons choisi de développer la démarche qui consiste à prévoir les endommagements induits par impact par simulation de l'impact pour ensuite prévoir la nocivité de ces endommagements en statique par simulation du chargement post-impact. De cette manière, il est possible de simuler la tenue de structures interlocks pour plusieurs configurations d'impact et plusieurs configurations de chargement post-impact.

Pour arriver à ce résultat, nous avons suivi une démarche progressive qui constitue le plan de ce mémoire. La première question que nous nous sommes posés est :

1) Quels sont les mécanismes d'endommagement induits par un impact à basse vitesse sur un composite interlock ?

En effet, on dispose maintenant d'une très bonne connaissance des mécanismes d'endommagement à l'impact des composites stratifiés grâce à de nombreuses études expérimentales de la sollicitation d'impact (Richardson & Wisheart 1996)(Abrate 1998). Concernant les composites tissés interlocks, nous avons en revanche beaucoup moins de recul. Peu d'études ont été menées sur ce sujet (Kergomard, Dau & Heimbs 2011)(Chen & Hodgkinson 2009) et ainsi, on ne peut pas nécessairement généraliser les observations à notre cas (différents matériaux interlocks, différentes épaisseurs, impacteur, ...). Il est donc d'abord nécessaire de mettre en évidence les mécanismes d'endommagement prépondérants à l'impact dans le matériau tissé interlock fourni par Safran. Pour cela, des essais d'impact peuvent être réalisés à l'aide d'une tour de chute et les essais peuvent être analysés à l'aide notamment d'observations microscopiques des faciès d'endommagement sur plusieurs faces, pour plusieurs niveaux d'énergie incidente. La simulation est également un outil utile afin de mieux exploiter et comprendre les essais réalisés. Cette compréhension fine est nécessaire afin de modéliser correctement la physique des endommagements induits par impact, responsables des pertes de performances statiques. Se pose alors la question :

2) Comment modéliser les mécanismes d'endommagement à l'impact des composites interlocks ? (Dans le but ensuite de modéliser leur influence lors de sollicitations statiques post-impact)

Des auteurs (Kergomard, Dau & Heimbs 2011) ont pu mettre en évidence l'absence de modèles permettant de prendre en compte correctement les phénomènes physiques à l'impact spécifiques

aux composites tissés interlocks. La modélisation mécanique générale de ces matériaux peut faire intervenir différentes échelles. On trouve dans la littérature des modèles à l'échelle mésoscopique (Couégnat 2008) où l'architecture du matériau est représentée explicitement. Ces modèles permettent donc de prendre en compte finement les mécanismes induits par l'architecture spécifique des interlocks. Mais les coûts de calcul associés rendent inenvisageable actuellement cette approche pour des structures aéronautiques complètes. Les modèles mésoscopiques ont donc rapidement été écartés pour modéliser les endommagements induits par impact. Cette thèse s'est déroulée à l'Onera au sein du DMSC (Département des Matériaux et Structures Composites). Des modèles de comportement matériau spécifiques pour composites tissés y sont développés depuis plusieurs années. Le modèle ODM-CMO (Onera Damage Model pour composites à matrice organique) a été validé pour ce type de matériaux soumis à des sollicitations statiques (Marcin 2010). Il a même été étendu plus récemment à des sollicitations de fatigue (Rakotoarisoa 2013). Ce modèle pourrait permettre de prendre en compte les mécanismes d'endommagements spécifiques aux interlocks mais des adaptations à la sollicitation d'impact pourraient être nécessaires. Dans ce cas, le modèle, déjà validé en statique, permettrait de modéliser à la fois les endommagements induits par impact et leur influence sur des chargements statiques. Ce modèle matériau macroscopique est, de plus, bien adapté à des simulations éléments finis sur structures, utilisable en bureaux d'études. En effet, ce modèle matériau a pour vocation d'être utilisé dans un modèle éléments finis d'impact d'où la question suivante :

3) Le modèle matériau ODM-CMO-v7 développé et le modèle éléments finis d'impact associé permettent ils de prévoir efficacement les endommagements induits par impact ?

C'est une question primordiale avant d'envisager la prévision des performances résiduelles. Cette étape de calcul d'impact est généralement délicate pour les études de modélisation d'impact sur les composites stratifiés en raison de difficultés numériques liées principalement à l'utilisation de modèles de zone cohésives pour le délaminage. L'absence de grands délaminages ainsi que le caractère diffus des endommagements dans les composites tissés interlock permettent l'utilisation d'un modèle basé sur la mécanique continue de l'endommagement et devrait permettre aux simulations de converger plus aisément. Il est alors nécessaire d'identifier le modèle matériau à l'aide d'essais simples et de mettre en place le modèle éléments finis. De cette manière, nous pouvons ensuite comparer les résultats obtenus par simulations d'impact aux données issues des essais d'impact réalisés afin d'évaluer la capacité prévisionnelle du modèle. Pour prévoir les performances résiduelles, les endommagements d'impact doivent être retranscrits correctement aussi bien en termes de zones endommagées mais également d'effets sur le comportement à l'impact afin de s'assurer de la cohérence des mécanismes physiques. Si cela est le cas alors nous pourrions répondre à la question suivante :

4) Comment finalement estimer les performances résiduelles à partir de simulations d'impact ?

En utilisant un modèle matériau identique pour les sollicitations dynamiques basse vitesse et les sollicitations statiques, on peut envisager l'utilisation de l'état d'endommagement obtenu à la fin de la simulation d'impact en entrée d'une seconde simulation statique modélisant la sollicitation post-impact. La modélisation des mécanismes d'endommagements est basée sur la physique des phénomènes et donc l'influence des endommagements induits par impact dans la simulation devrait permettre d'estimer les performances résiduelles. Afin de valider la démarche ainsi mise en place,

des essais de sollicitations post-impact permettront de comparer les mécanismes physiques et les baisses de propriétés obtenues. L'étude de plusieurs chargements post-impact permettra de renforcer la validation. De plus, il peut être intéressant de comparer des chargements de traction après impact aux chargements classiques de compression après impact afin de vérifier les chargements les plus nocifs et la pertinence des méthodes utilisées pour les composites stratifiés dans le cadre des composites interlocks.

Chapitre I : Etat de l'art sur la problématique de l'impact basse vitesse pour les matériaux composites

Résumé :

Ce chapitre fait une revue bibliographique sur le traitement de la nocivité des défauts d'impact pour les composites afin de positionner la présente étude par rapport aux travaux existants. Cette problématique a été largement étudiée pour les stratifiés d'unidirectionnels, classiquement utilisés dans l'aéronautique, et des méthodes et notions ont été mises en place pour ces matériaux. Mais l'utilisation de matériaux à renforts multidimensionnels peut permettre d'améliorer la résistance à l'impact des structures composites. Pour certains de ces matériaux, peu de travaux portant sur leur tenue résiduelle existent. Ce chapitre présente également les dispositifs expérimentaux et les moyens d'analyse généralement utilisés pour étudier cette problématique ainsi que ceux disponibles à l'Onera.

I.1 Introduction : Le dimensionnement à l'impact des structures composites	14
I.2 Les composites stratifiés de plis unidirectionnels	17
I.2.1 L'utilisation des stratifiés d'unidirectionnels dans l'aéronautique	17
I.2.2 Le comportement à l'impact	18
I.2.3 L'endommagement généré par l'impact dans les stratifiés UD	23
I.2.4 Les sollicitations post-impact	29
I.2.5 Amélioration des composites stratifiés pour l'impact.....	34
I.3 Les composites tissés interlocks.....	36
I.3.1 L'utilisation des composites tissés interlocks dans l'aéronautique	36
I.3.2 Endommagements générés par l'impact dans les interlocks	38
I.3.3 Les sollicitations post-impact	41
I.4 Prévision par la modélisation des performances résiduelles	43
I.4.1 Prévision des performances résiduelles des composites stratifiés	43
I.4.2 Prévision des endommagements suite à un impact.....	47
I.4.3 Performances résiduelles des composites interlocks.....	49
I.5 Synthèse.....	52

I.1 Introduction : Le dimensionnement à l'impact des structures composites

Les possibilités de chocs sur une structure aéronautique sont nombreuses et fréquentes, en vol comme au sol au cours de la vie d'un aéronef. Ainsi un avion au sol peut être heurté par un véhicule, des bagages lors de leur chargement en soute ou recevoir différents chocs lors des phases de maintenance (homme, outils, ...). Au décollage, il peut recevoir des projections de débris présents sur la piste. En vol, il peut être impacté par des oiseaux, subir des chutes de grêle, ou des impacts de foudre. Les impacts les plus violents vont occasionner des dommages très importants (jusqu'à la perforation ou la rupture) sur la structure. Ils sont donc immédiatement visibles à l'œil et la pièce sera réparée ou changée lors de la phase de maintenance. Dans le but principal de réduire la consommation de carburants, les matériaux composites sont une solution permettant d'allier légèreté et performances pour certaines structures d'un appareil. Ces structures peuvent être exposées aux chocs. Dans ce cas, et contrairement aux structures métalliques, l'absence de traces visibles d'endommagement en surface ne signifie pas pour autant que la structure n'a pas subi de dégradations internes préjudiciables pour ses performances et sa tenue (Figure 4). La présence d'endommagement interne créé par des « **petits chocs** » peut ne plus permettre à la structure d'assurer correctement ses différentes fonctions. Cela peut également entraîner sa rupture lors des sollicitations qui lui sont appliquées et pour lesquelles elle a été conçue (chargements statiques, dynamiques, cycliques, ...).

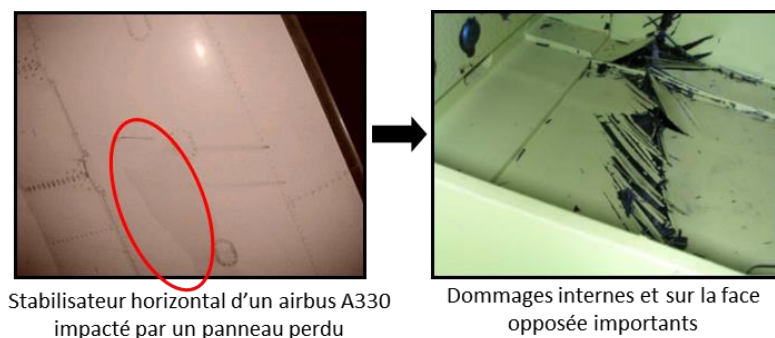


Figure 4 : Présence d'endommagement peu visible en surface mais important dans la structure et face opposée (Waite Juillet 2006)

Un des objectifs majeurs du dimensionnement des structures composites consiste alors à connaître les **performances résiduelles** statiques engendrées par un « petit choc ».

Notion de petits chocs :

Par petits chocs, on entend ici des impacts à basse vitesse et basse énergie (chute d'outil, ...) par opposition aux impacts haute vitesse et haute énergie (balistique, ingestion d'oiseaux, ...). L'énergie incidente étant l'énergie cinétique de l'impacteur lorsqu'il arrive au contact de la structure ($E = \frac{1}{2} M \times V^2$, avec M la masse

et V la vitesse de l'impacteur). Une partie de cette énergie incidente va ensuite être **dissipée** au cours de l'impact. Ces deux catégories d'impact sont à distinguer du fait d'une réponse différente de la structure. Pour des vitesses incidentes élevées la réponse de la structure va être dominée par les phénomènes de propagation d'ondes (réponse dynamique). Pour des vitesses faibles, lors de ces « petits chocs », les ondes ont le temps de se propager et de se réfléchir plusieurs fois dans la structure entraînant une réponse pouvant être considérée équivalente à une réponse quasi-statique

Notion d'énergie dissipée :

L'endommagement qui résulte des impacts à basse vitesse permet à la structure de dissiper une partie de l'énergie incidente (l'autre partie étant rendue à l'objet impactant). Cette énergie dissipée est évaluée par l'aire sous la courbe force / déplacement (force de contact durant le temps de la sollicitation d'impact et déplacement de l'impacteur) comme le montre la Figure 5.

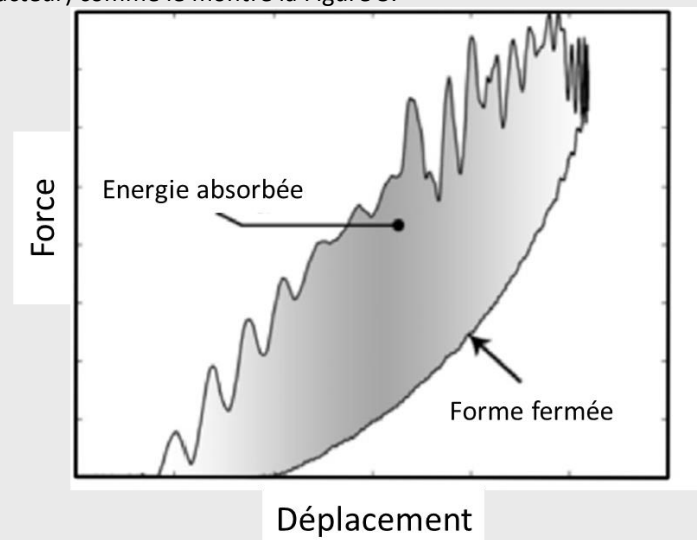


Figure 5 : Courbe force/déplacement schématique pour un impact basse vitesse sans perforation
(Hassan, Naderi & Bushroa 2014)

Notion de performances résiduelles :

Les performances résiduelles sont les performances de la structure après un impact. Elles sont alors comparées aux performances avant impact pour caractériser leur abattement engendré par le défaut d'impact. Les performances font généralement référence à la rigidité et à la résistance à rupture de la structure.

Les structures aéronautiques sont dimensionnées dans le cadre de la **tolérance aux dommages**. Les méthodes de détection des dommages en service sont principalement visuelles. Pour les structures composites, il faut donc s'assurer qu'un endommagement non détectable visuellement n'entraîne pas de baisse de performance supérieure au seuil critique. C'est pour cela que la notion de **BVID** (Barely Visible Impact Damage) a été définie.

Notion de tolérance aux dommages :

La tolérance aux dommages est une méthode de dimensionnement apparue dans les années 1970 et succédant au principe de durée de vie sûre. Contrairement à ce dernier, le principe de tolérance aux dommages autorise la présence de défauts mais seulement si ceux-ci n'entraînent pas de pertes de

performances supérieures à des pertes critiques. Ainsi l'ensemble des défauts initiaux et non détectables sont pris en compte dans le dimensionnement des structures. Le développement des méthodes de calcul en mécanique de la rupture est l'une des raisons de l'introduction de la tolérance aux dommages dans le domaine aéronautique.

Notion de BVID :

Il s'agit du défaut généré par un impact dont l'empreinte laissée en surface par le choc est la plus petite détectable à l'œil. En effet, l'empreinte laissée en surface, qualifiée d'**empreinte résiduelle**, est utilisée pour caractériser l'endommagement associé et sa criticité puisque c'est la seule grandeur directement accessible lors de l'inspection (Figure 6). Le dimensionnement des structures prend ainsi en compte la présence des défauts selon leur détectabilité à commencer par les défauts non détectables (en dessous du BVID). La taille du BVID est définie dans des conditions d'éclairage représentatives des conditions de maintenance et à une distance d'observation de 5 pieds (~1,50 m).

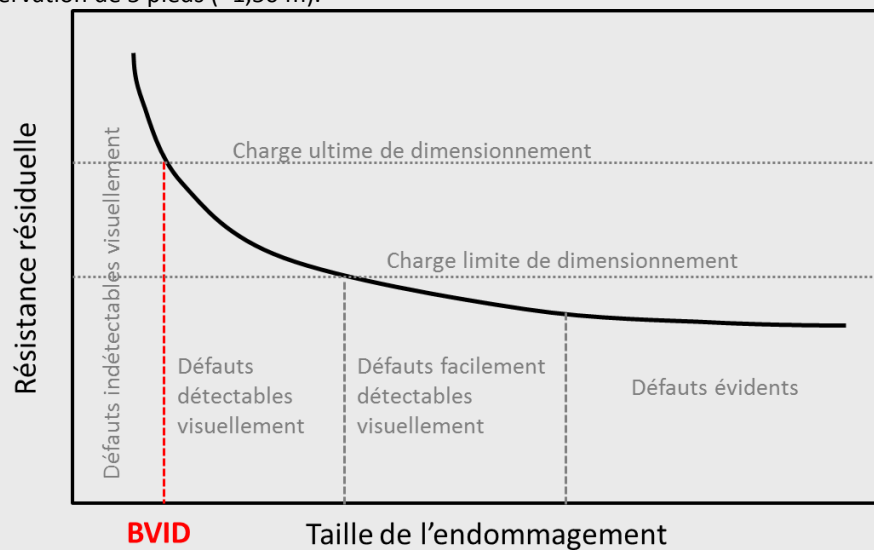


Figure 6 : Règles de dimensionnement à l'impact des structures composites. (Razi & Ward Août 1996)

Les difficultés évoquées ci-dessus pour le dimensionnement des structures composites à l'impact sont clairement leur principal inconvénient et une des raisons qui limitent leur utilisation. Pour dimensionner efficacement et de manière optimale des structures en utilisant des solutions composites, deux aspects en particulier doivent être considérés :

- **Le premier aspect est le choix du matériau composite.** Ce choix peut se faire sur trois critères : la performance pour l'application visée, la tolérance au dommage et la maîtrise des mécanismes physiques du matériau. Traditionnellement les composites stratifiés de plis unidirectionnels sont les plus utilisés car ils sont conçus pour des performances optimales dans le plan (généralement ces structures sont conçues pour supporter des efforts élevés dans le plan). C'est d'ailleurs pour ces matériaux que l'ensemble des notions et des règles de dimensionnement à l'impact pour composites ont été initialement définies. Ensuite des stratifiés renforcés dans l'épaisseur ou des composites entièrement tridimensionnels ont été développés spécifiquement pour améliorer la tenue à l'impact des structures, parfois au détriment d'autres propriétés.
- **Le deuxième aspect est l'apport de la modélisation pour le dimensionnement.** En effet la prévision et l'anticipation des performances résiduelles résultant d'un défaut d'impact deviennent incontournables pour réduire le nombre d'essais nécessaires (coûteux en temps et en argent) ainsi que le surdimensionnement des structures.

Cette problématique des petits chocs est traitée dans la littérature scientifique par des études abordant l'aspect expérimental (connaissance des matériaux, ...) ou l'aspect modélisation. Elles considèrent généralement des impacts sur des éprouvettes de laboratoire. La suite de ce chapitre fait donc un point sur l'état des connaissances et des méthodes disponibles pour l'étude des petits chocs.

Se pose alors un certain nombre de questions au cœur des études scientifiques sur cette problématique. La question principale réside dans la manière d'étudier la nocivité des défauts induits par impact dans le cadre du dimensionnement de pièces composites. Cette question nous a servi à établir le plan de ce chapitre. Il est d'abord nécessaire de déterminer l'architecture du matériau à utiliser. Quels sont ensuite les essais d'impact à effectuer pour être représentatif du problème de dimensionnement et permettre d'en extraire les informations nécessaires ? Quel va être le comportement de l'éprouvette lors de l'impact ? Quels vont être les endommagements générés par cet impact ? Comment les détecte-t-on ? Quelles sont les sollicitations post-impact à étudier (les plus critiques) ? Enfin, comment les modélise-t-on ?

1.2 Les composites stratifiés de plis unidirectionnels

1.2.1 L'utilisation des stratifiés d'unidirectionnels dans l'aéronautique

L'utilisation des matériaux composites en aéronautique remonte aux années 1960 pour des avions militaires et aux années 1970 pour des applications civiles. Au début, seuls les composants d'ailerons ou de dérives étaient en matériaux composites (Ewards 2008). Les composites utilisés étaient alors principalement des plastiques renforcés par des fibres longues de carbone. Les plis unidirectionnels (UD) sont constitués de fibres, toutes de même orientation, enrobées dans une résine (le plus souvent une matrice Epoxy). Le pli UD est livré aux industriels de l'aéronautique par les producteurs de matériaux composites tel que Hexcel, sous la forme de nappes de pré-imprégnés. Ces plis UD sont ensuite empilés avec différentes orientations pour former un composite stratifié, comme illustré sur la Figure 7. Les pièces composites subissent un cycle de cuisson précis tout en contrôlant la pression appliquée sur la structure. Cette étape permet de fabriquer une structure stratifiée rigide. Cette étape est usuellement effectuée à l'aide d'un autoclave qui permet d'obtenir des pièces de grande qualité avec une dispersion sur le procédé de fabrication relativement faible.

Ces matériaux stratifiés permettent de reprendre les efforts de manière optimale dans le sens des fibres. On peut alors jouer sur la séquence d'empilement pour obtenir les propriétés planes souhaitées. En revanche, les propriétés hors-plan et inter-laminaires sont relativement faibles, ce qui rend ces matériaux sensibles aux chocs pouvant survenir sur la structure. Le choix de la séquence d'empilement a également une influence sur les propriétés à l'impact (Sebaey et al. 2013). Un autre moyen pour améliorer la tenue à l'impact réside dans le choix de la matrice. Il a également été montré que l'utilisation de plis ultra-fins permet d'améliorer cette tenue à l'impact (Yokozeki et al. 2010). Cependant ces améliorations restent limitées face à cette problématique.

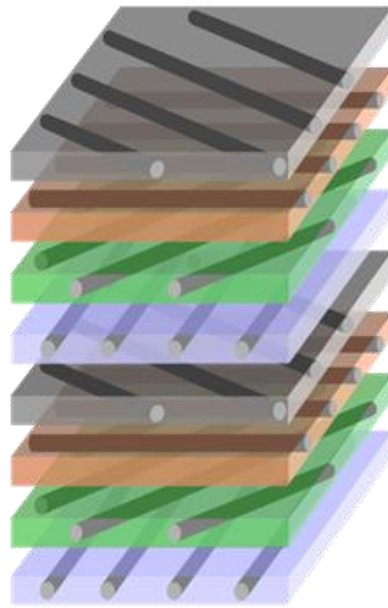


Figure 7 : Représentation d'un composite stratifié de plis unidirectionnels

I.2.2 Le comportement à l'impact

I.2.2.1 Les essais d'impact

Pour l'étude de l'impact basse vitesse, il existe plusieurs moyens d'essais classiquement utilisés dans la littérature (Abrate 1998). Les deux moyens les plus utilisés sont les essais avec pendule Charpy et surtout les essais avec une tour de chute et une masse tombante.

I.2.2.1.1 L'essai Charpy

L'essai Charpy consiste en un essai de flexion trois points dynamique (Hufenbach et al. 2008). Il est à la base utilisé pour caractériser les métaux (Cantwell & Morton 1991). Le montage est constitué d'un bras fixé sur un bâti (Figure 8). Ce bras est lâché d'une certaine hauteur et vient impacter l'échantillon fixé sur le bâti avec une trajectoire circulaire. La partie impactant l'échantillon est généralement un rouleau (Ghasemnejad, Furquan & Mason 2010), (Hufenbach et al. 2008) mais un montage à pendule peut également être envisagé avec un impacteur sphérique (Abrate 1998).

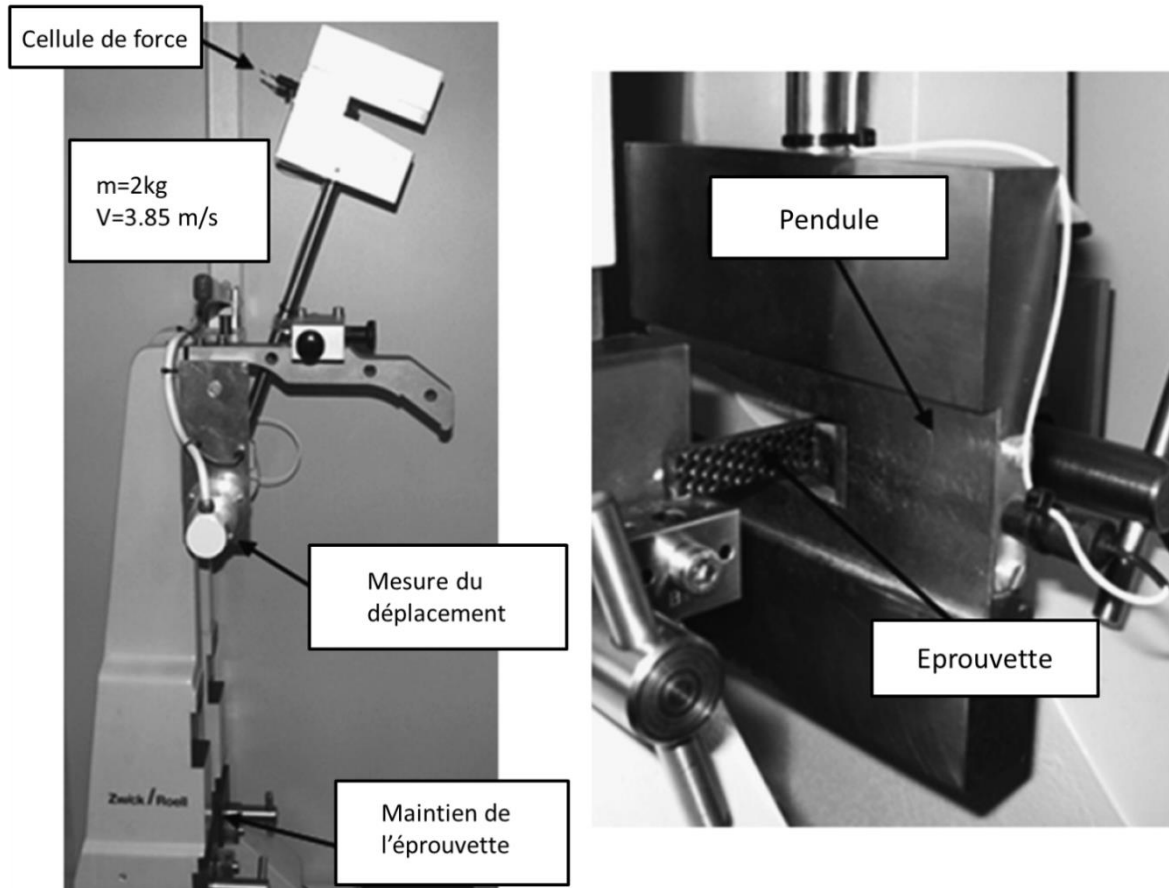


Figure 8 : Montage Charpy Zwick/Roell (Hufenbach et al. 2008)

Cet essai est utilisé pour caractériser la résistance à l'impact de l'échantillon au travers de l'énergie absorbée par celui-ci. L'essai est généralement un essai à rupture (Figure 9). Il est donc peu utilisé pour évaluer les performances résiduelles post-impact mais plutôt pour classer différents matériaux selon leur capacité à absorber l'énergie (Cantwell & Morton 1991).

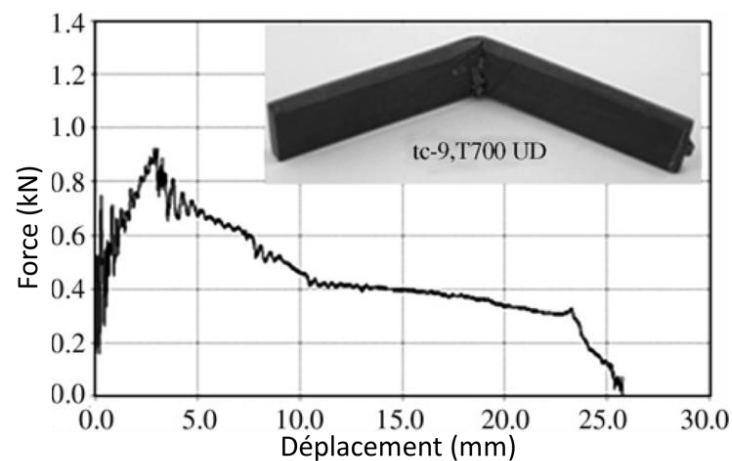


Figure 9 : Réponse force/déplacement pour un essai Charpy sur composite stratifié de plis UD (Hufenbach et al. 2008)

1.2.2.1.2 Les tours de chute

Le moyen le plus couramment employé pour l'étude de l'impact basse vitesse / basse énergie et des performances résiduelles associées est la tour de chute. Une tour de chute consiste généralement en un impacteur lourd guidé par des rails et lâché d'une certaine hauteur (Abrate 1998). Plusieurs types d'impacteur peuvent être utilisés. Les auteurs (Mitrevski, Marshall & Thomson 2006) étudient l'influence de la forme de l'impacteur (Figure 10) sur l'endommagement généré dans un stratifié d'UD. Dans la majorité des études, l'impacteur est en acier et de forme hémisphérique (Cantwell & Morton 1991) car c'est celui qui crée le plus d'endommagement interne pour un endommagement visible en surface donné (Trousset 2013), (Mitrevski, Marshall & Thomson 2006). Différentes masses peuvent également être associées à l'impacteur ce qui permet de faire varier deux paramètres (la vitesse via la hauteur et la masse) pour obtenir une énergie incidente. L'influence de ces paramètres à énergie incidente fixée est étudiée dans (Westphal et al. 2011).

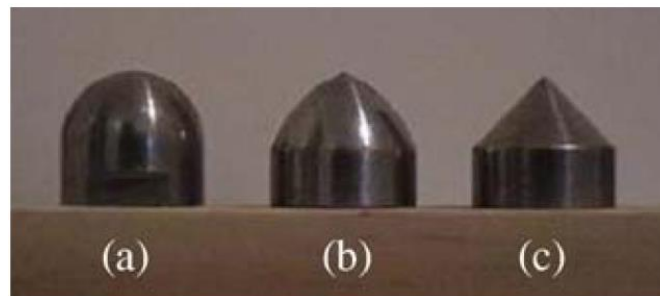


Figure 10 : Impacteurs en acier de forme (a) hémisphérique, (b) ogival et (c) conique (Mitrevski, Marshall & Thomson 2006)

La machine disponible à l'Onera, présentée sur la Figure 11, est une tour de chute Dynatup 8250. Cette machine d'impact permet de faire varier la masse tombante liée à l'impacteur de 3kg à 45kg. Un impacteur hémisphérique en acier de diamètre 16mm et un autre de diamètre 40mm peuvent être utilisés. La vitesse de l'ensemble lié à l'impacteur est donnée par gravité mais il est également possible d'imposer une accélération initiale non nulle à l'aide de ressorts. Il est ainsi possible avec ce dispositif d'atteindre des énergies de plusieurs centaines de joules (environ 300 J).

La machine est également équipée d'un système anti-rebond qui permet d'éviter que l'impacteur impacte l'échantillon plusieurs fois au cours du même essai. Le système d'acquisition de la machine comprend les mesures du temps de l'essai et de la force de contact générée sur l'impacteur, enregistrées lorsque l'impacteur passe devant une cible laser. La mesure de la force s'effectue par un capteur de force situé dans l'impacteur. Avec la mesure de cette force au cours du temps, le système d'acquisition calcule aussi par intégration (Belingardi & Vadori 2002), le déplacement de l'impacteur. Le déplacement du point central, face opposée à l'impact est mesuré par un capteur sans contact par triangulation laser. Cela requiert de coller une bande réfléchissante sur la face de l'éprouvette au niveau du point mesuré.

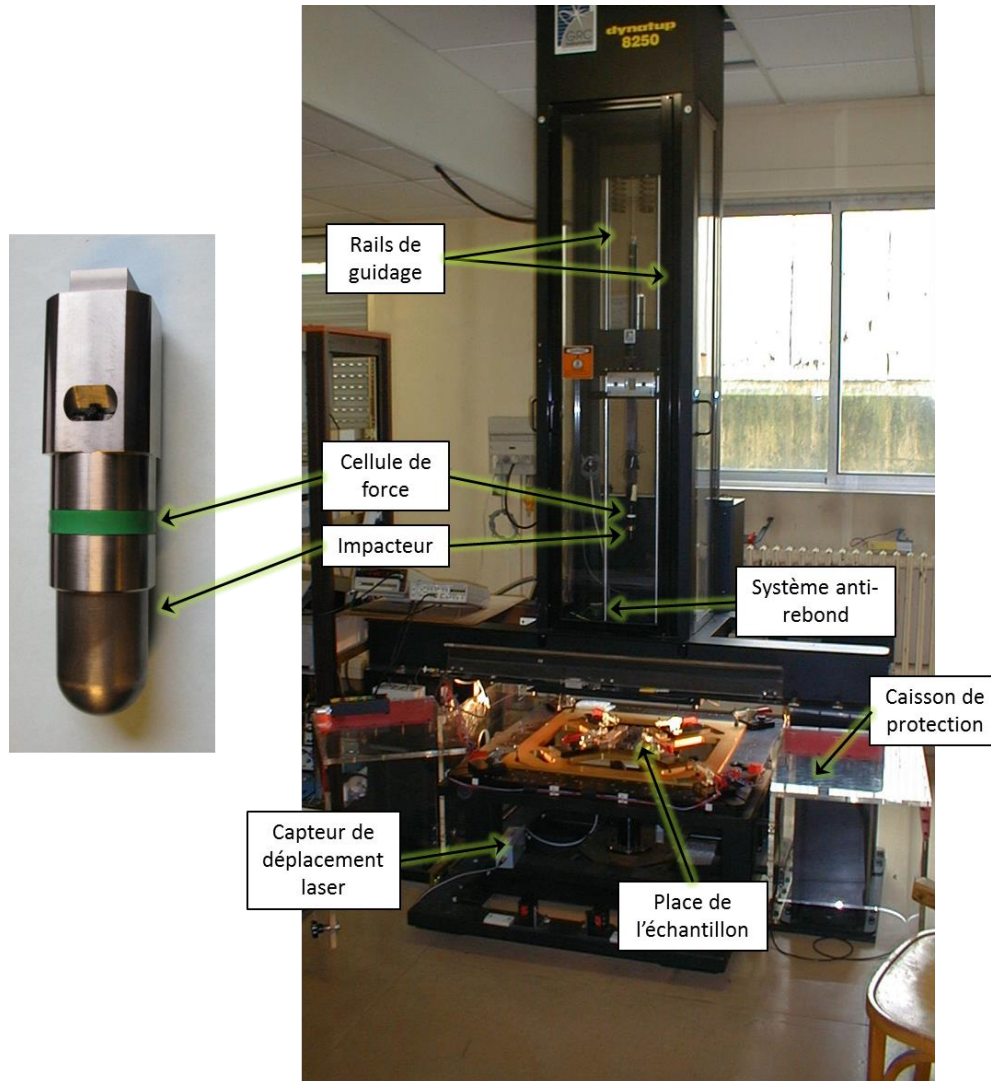


Figure 11 : Tour de chute Dynatup utilisée pour les essais d'impact à l'Onera

Pour supporter l'échantillon lors de la sollicitation d'impact, plusieurs montages peuvent être employés. Les conditions aux limites, et donc les montages utilisés, jouent un rôle important dans la réponse de l'éprouvette à l'impact et dans la création de l'endommagement. En effet, les auteurs (Minak & Ghelli 2008) soulignent qu'un montage plus raide (encastrement) induit une plus grande absorption d'énergie et des endommagements plus étendus. Parmi les différents montages possibles, la norme ASTM D 7136 spécifie l'usage d'une fenêtre rectangulaire sur laquelle est posée la plaque. Cette dernière est maintenue par quatre sauterelles mécaniques. L'objectif de cette norme est d'obtenir un montage représentatif de la problématique industrielle d'un impact sur un panneau raidi. Cependant la maîtrise des conditions aux limites est limitée avec ce système de sauterelles. C'est pourquoi d'autres montages, parfois proposés pour répondre à des besoins de modélisation, sont également utilisés dans les études plus récentes. Certains auteurs utilisent des éprouvettes simplement appuyées sur une fenêtre rectangulaire (Hongkarnjanakul, Bouvet & Rivallant 2013). Un autre montage possible consiste à encasturer la plaque sur les bords entre des brides rectangulaires (Hassan, Naderi & Bushroa 2014) ou circulaires (Minak & Ghelli 2008) selon la norme ASTM D 3763.

Pour terminer, on peut également citer le montage utilisant une éprouvette en appuis linéiques sur des rouleaux cylindriques (Trousset 2013). La Figure 12 récapitule les différents montages classiquement utilisés dans la littérature. Il est à noter que ces essais sont généralement menés sur des éprouvettes de petites dimensions. Dans le but d'être représentatif d'essais d'impact sur des grandes structures, l'utilisation de lois de similitudes peut être envisagée afin d'étudier des éprouvettes plus adaptées aux moyens d'essais en laboratoire (Viot et al. 2008).

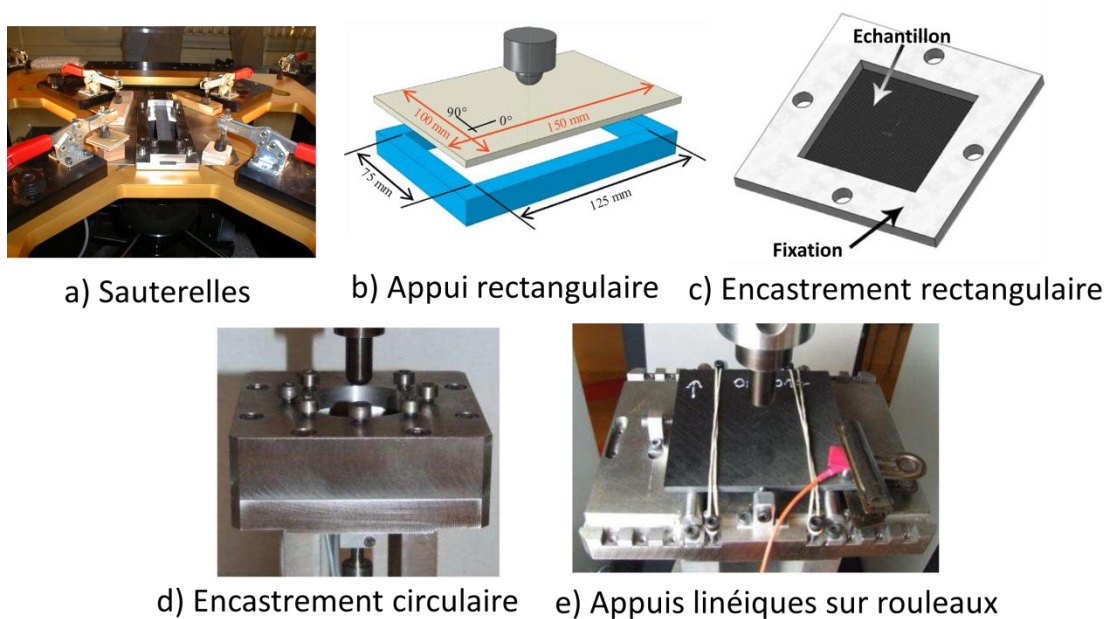


Figure 12 : Différents montages pour le support de l'éprouvette lors de l'impact a) dispositif avec sauterelles (Onera) – b) appuis rectangulaires sur les bords (Hongkarnjanakul, Bouvet & Rivaillant 2013) – c) encastrement rectangulaire sur les bords (Hassan, Naderi & Bushroa 2014) – d) encastrement circulaire (Onera) (Trousset 2013) – e) appuis linéiques sur rouleaux (Onera) (Trousset 2013)

1.2.2.2 Réponse d'une éprouvette stratifiée UD impactée

Dans le cas de matériaux stratifiés de plis unidirectionnels, les auteurs (Belingardi & Vadori 2002) indiquent qu'un premier seuil d'endommagement dans le matériau est visible sur les réponses force/temps et force/déplacement, comme montré sur la Figure 13. Ce seuil est également constaté par (Bibo & Hogg 1996) qui l'attribuent à l'initiation du délaminage. Ce premier seuil se traduit par la présence d'oscillations de plus grandes amplitudes. Ces derniers auteurs soulignent que ce seuil traduit les premiers endommagements causant une chute importante de rigidité mais que d'autres endommagements comme des fissures matricielles peuvent avoir lieu avant ce seuil. (Belingardi & Vadori 2002) observent ultérieurement (avant la diminution globale de l'effort), une seconde chute brutale dans la force, suivie d'une reprise mais avec une rigidité moins importante. Pour les auteurs, ce deuxième seuil traduirait la première rupture de plis en mode fibre, mécanismes hautement énergétique. En effet, les auteurs (Hongkarnjanakul, Bouvet & Rivaillant 2013) relient également la principale chute d'effort lors de l'impact aux ruptures de fibres. D'autres études sur stratifiés

d'unidirectionnels comme (González et al. 2011) considèrent une seule principale chute d'effort sur la réponse force/temps, dans la phase de montée, causée par la propagation brutale de délaminages (décollement entre deux plis), entraînant une forte baisse de la rigidité et dissipant également une énergie importante. Selon certains auteurs (Chen & Hodgkinson 2009) l'initiation du délaminage dans les stratifiés UD est responsable du plateau de force au sommet de la courbe force/déplacement. Ces différents modes d'endommagement intervenant dans les stratifiés UD et influençant le comportement à l'impact sont détaillés dans le paragraphe ci-dessous.

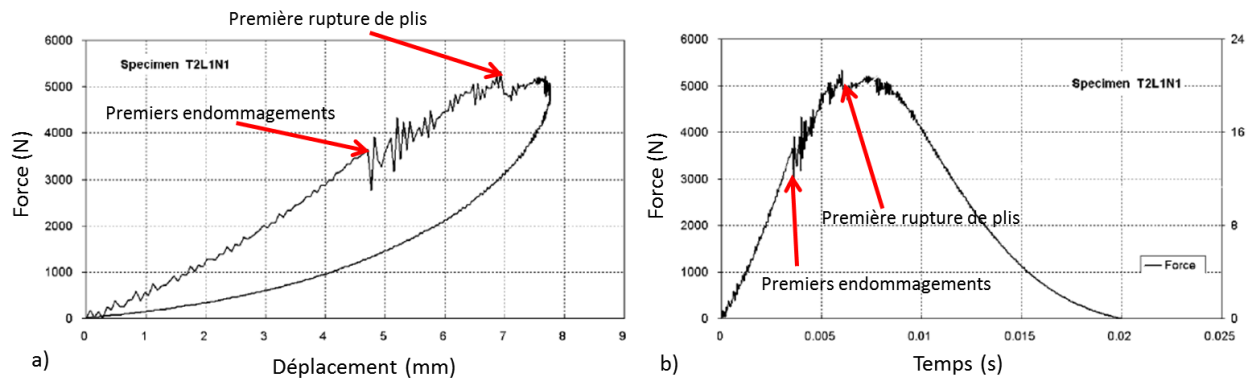


Figure 13 : Courbes force/déplacement (a) et force/temps (b) pour un stratifié d'unidirectionnels impacté (Belingardi & Vadori 2002)

I.2.3 L'endommagement généré par l'impact dans les stratifiés UD

I.2.3.1 Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes et scénarii d'endommagements ayant lieu dans un composite stratifié de plis unidirectionnels sont étudiés dans la littérature depuis un certain temps et sont maintenant assez bien connus. Un impact sur un composite stratifié de plis unidirectionnels va générer trois types d'endommagement (Richardson & Wisheart 1996), (Bibo & Hogg 1996), (Abrate 1998) (Trousset 2013), (Hongkarnjanakul, Bouvet & Rivallant 2013) : de la fissuration matricielle dans les plis, du délaminage entre des plis d'orientations différentes, et pour des énergies suffisamment élevées, des ruptures de fibres (Figure 14).

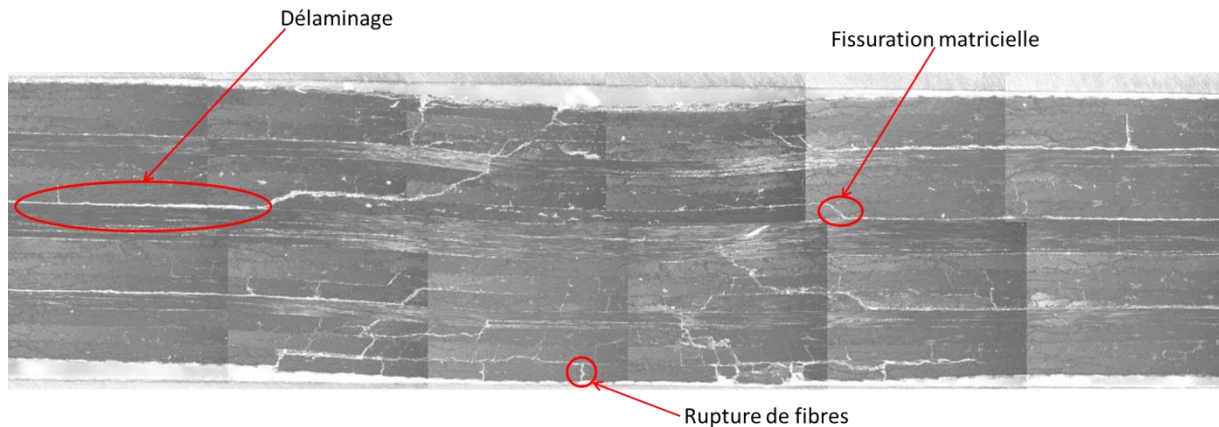


Figure 14 : Endommagement dans un stratifié UD impacté à 30J (Hautier 2010)

Les premiers endommagements générés par un impact basse vitesse / basse énergie sont de la fissuration matricielle. Sur la face impactée ces fissures sont présentes dans une zone restreinte autour du point d'impact puis elles couvrent une zone de plus en plus étendue au fur et à mesure que l'on descend en profondeur vers la face opposée à l'impact. Le faciès de fissuration présente donc une forme conique dans l'épaisseur. Les fissures matricielles observées dans la partie supérieure de l'éprouvette (proche de la face impactée) sont orientées approximativement à 45° et sont principalement créées par les forts niveaux de cisaillement hors-plan induits par la sollicitation (Richardson & Wisheart 1996). Sur la face opposée à l'impact, des fissures transverses sont aussi générées par la mise en flexion (traction plane) et sont orientées classiquement à 90° comme le montre la Figure 15 (de Freitas, Silva & Reis 2000). Ces fissures, lorsqu'elles arrivent aux interfaces, génèrent en front de fissure des concentrations de contrainte induisant un autre type d'endommagement, le délaminage. C'est le décollement entre deux plis du stratifié sur une zone plus ou moins importante. En effet, les auteurs cités par (Bibo & Hogg 1996) montrent numériquement que le délaminage apparaît plus tôt en présence de fissuration matricielle. De plus, les travaux de (Huchette, Vandellos & Laurin n.d.) ont montré des micro-délaminages en pointe de fissuration transverse dans les stratifiés testés sous chargement de traction, la fissure ne s'arrêtant pas de manière nette aux interfaces entre les plis. Ces micro-délaminages affaiblissent l'interface (en la prédecoupant par de nombreux micro-délaminages) expliquant ainsi le couplage entre la fissuration transverse et le délaminage observé expérimentalement sur la Figure 14.

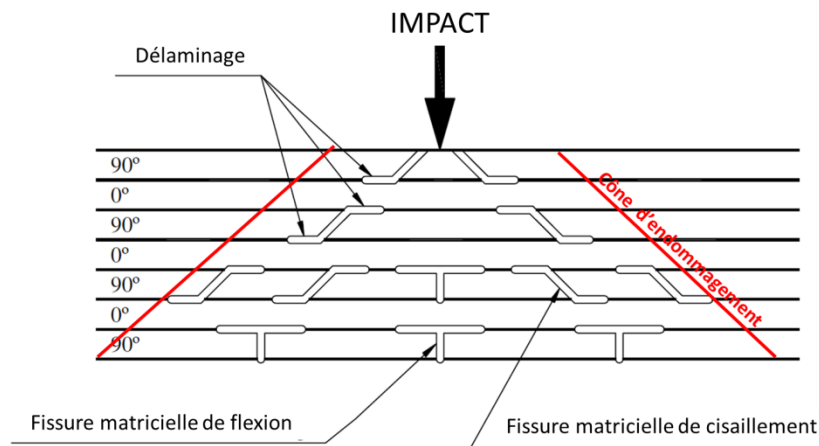


Figure 15 : Schéma de l'endommagement dans un stratifié avec délaminage, fissures de cisaillement et fissures de flexion (de Freitas, Silva & Reis 2000)

Le délaminage dû à l'impact dans les stratifiés de plis UD n'a pas lieu entre des plis d'orientation identique mais uniquement entre des plis d'orientations différentes. La forme et l'étendue du délaminage sont induites par les différences d'angle entre les plis (Richardson & Wisheart 1996). L'aire délamainée est maximale entre des plis avec une différence d'angle de 90° . De plus, le délaminage dans le stratifié présente une forme en double hélicoïde dans l'épaisseur comme l'indiquent les auteurs (Aoki, Kondo & Hatta 2007). Les doubles hélices sont orientées par la direction des fibres du pli inférieur à l'interface (Figure 16). Les cisaillements inter-laminaires, les cisaillements plans et également les efforts plans transverses peuvent initier et faire propager le délaminage aux interfaces (Richardson & Wisheart 1996) mais la propagation de ce mode d'endommagement se fait principalement en mode II et en mode III presque purs. Le délaminage est également fonction de l'état de fissuration des plis adjacents.

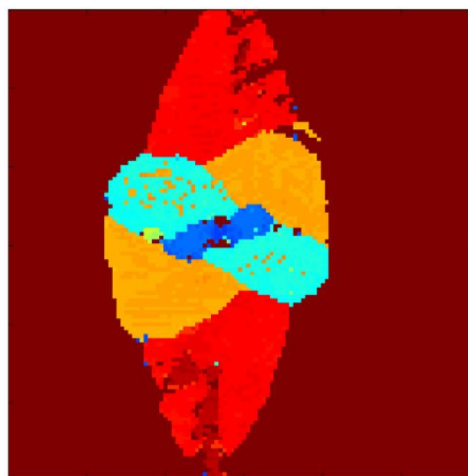


Figure 16 : Délaminage induit par impact basse vitesse/ basse énergie, forme en double hélicoïde (doubles hélices projetées) observé par C-scan (Hautier 2010)

Les ruptures de fibres ont lieu seulement à partir d'un niveau d'énergie d'impact suffisant. Ces ruptures ont lieu en compression principalement autour de la zone d'impact, dues aux niveaux importants de contraintes dans cette zone et également sur la face opposée en traction en raison des efforts de flexion (Richardson & Wisheart 1996).

Comme nous l'avons vu plus haut, l'impact entraîne la présence d'un écrasement permanent de la matière en surface de l'échantillon. Cela permet de révéler que le matériau a subi un choc et d'alerter sur la présence d'un défaut potentiellement critique. Cette empreinte résiduelle est probablement en partie liée à une pseudo-plasticité de la matrice. Cependant, les auteurs (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012) montrent que l'empreinte résiduelle est également influencée par la présence de débris dans les fissures créées, les empêchant ainsi de se refermer et bloquant ainsi le matériau dans son état déformé (Figure 17).

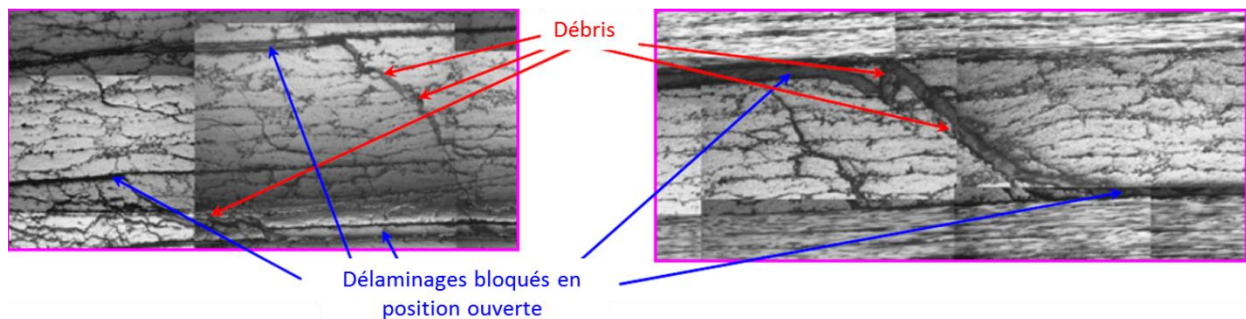


Figure 17 : Présence de débris dans les fissures contribuant à la formation d'une empreinte résiduelle permanente en surface (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012)

1.2.3.2 Les moyens de détection de l'endommagement dans les UD

1.2.3.2.1 Le contrôle par ultrason

Afin de détecter et de quantifier l'étendue de l'endommagement interne créé par impact, sans pour autant altérer l'échantillon impacté, une technique classiquement utilisée est le contrôle par ultrason. Le principe de la méthode la plus utilisée avec les matériaux composites (Potel et al. 1998), (Aymerich & Meili 2000) consiste à envoyer une onde ultrasonore normalement à la surface de l'échantillon. Cette onde est réfléchiée lorsqu'il y a un changement d'impédance comme celle induite par une discontinuité et plus particulièrement par un délaminage, qui peut être détecté comme une fissure normale à l'onde envoyée (Figure 18). En récupérant et analysant les différentes réflexions d'ondes, on peut alors détecter la présence de défauts internes. En balayant l'échantillon dans le plan et en cartographiant les amplitudes des réflexions, il est possible d'obtenir une projection plane des zones endommagées et saines. On obtient alors un C-scan de l'échantillon. Il est également possible, connaissant la vitesse de propagation de l'onde dans le matériau, d'évaluer la profondeur de ce défaut avec le temps de parcours de l'onde (depuis son émission jusqu'à sa détection). C'est le

principe du D-scan permettant de cartographier la profondeur des différents délaminages dans un stratifié.

L'onde est généralement émise et détectée par un transducteur piézoélectrique qui peut être le même ou différent pour l'émission et la réception. En effet, le contrôle peut se faire soit par réflexion, soit par transmission (on détecte alors les ondes transmises sur la face opposée) (Potel et al. 1998). Dans tous les cas, un milieu de couplage est nécessaire pour permettre de faire passer l'onde du transducteur au composite et du composite au transducteur. Ce couplage se fait généralement en immergeant l'échantillon à contrôler dans une cuve remplie d'eau. Cependant, pour des pièces de grandes dimensions et notamment en condition de maintenance, le contrôle peut se faire en utilisant un couplage "au contact", à l'aide d'un gel hydrophile, ou avec de l'eau injectée en continu sous les transducteurs (techniques "jets d'eau").

Le dispositif utilisé à l'Onera est constitué d'une cuve à immersion dans laquelle sont plongés les échantillons. Des transducteurs de différentes fréquences (de 1 - 5 MHz) sont disponibles pour la réalisation des contrôles. Le choix de la fréquence à utiliser dépend de la taille des hétérogénéités présentes dans le matériau. Un matériau fortement hétérogène à l'échelle de la longueur d'onde ultrasonore (typiquement inférieure au mm) a tendance à atténuer le faisceau par diffusions multiples. L'usage des plus basses fréquences (jusqu'à 500 kHz) permet généralement de pallier cette difficulté. Dans notre étude la plus basse fréquence disponible (1 MHz) a été utilisée pour les contrôles.

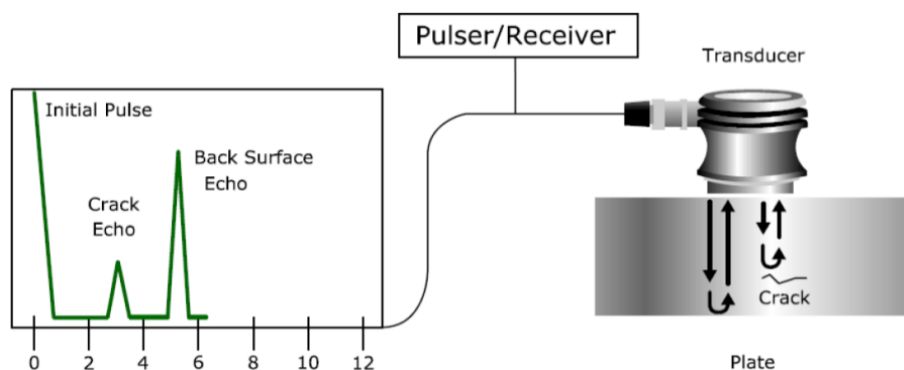


Figure 18 : Principe du contrôle par ultrason (Olympus) (Hautier 2010)

Cette méthode est particulièrement adaptée pour la détection des endommagements aux interfaces du stratifié (délaminage) car ces derniers sont parfaitement plans (perpendiculaires à l'onde émise). Une description précise des endommagements est en revanche difficile avec cette technique lorsque les défauts recherchés deviennent petit devant la longueur d'onde, et d'orientation non favorable par rapport au faisceau.

1.2.3.2.2 La microscopie optique sur chant

Une autre technique de contrôle de l'endommagement induit par impact consiste à observer les chants internes de l'éprouvette impactée avec un microscope optique. Contrairement au contrôle ultrasonore, il s'agit d'une technique destructive. L'éprouvette est découpée au travers de la zone endommagée, puis le chant obtenu est poli avant d'être observé au microscope. L'avantage de cette technique est qu'elle permet d'observer précisément les différents endommagements, les différentes fissures, et leur répartition dans le plan d'observation. Elle est donc particulièrement adaptée à la caractérisation des mécanismes d'endommagement. Toutefois, elle ne permet d'avoir qu'une connaissance surfacique des états d'endommagements. La représentation volumique des endommagements n'est pas accessible avec ce type de technique.

Le dispositif présent à l'Onera est composé d'une tourelle de microscope optique Olympus avec un zoom maximal x50 qui est installée sur une caméra CCD numérique Sensicam. L'ensemble est monté sur un système de translation motorisé pour prendre une série de clichés en balayant l'ensemble du chant observé. Plusieurs images sont alors obtenues pour le chant entier. Ces différentes images peuvent ensuite être assemblées avec le logiciel libre Image Composite Editor (ICE) de Microsoft pour obtenir un panorama du chant complet.

Outre le fait que ce soit une méthode destructive, un des principaux inconvénients est que les informations obtenues sont des informations planes. Avec cette technique il est donc nécessaire d'effectuer plusieurs coupes dans des plans différents pour obtenir une vision plus complète de l'endommagement dans l'éprouvette.

1.2.3.2.3 La micro-tomographie d'éprouvettes impactées

Une solution pour caractériser l'endommagement induit par impact de manière non destructive et complètement tridimensionnelle est la micro-tomographie par rayon X. Le principe (Figure 19), comme expliqué par (McCombe et al. 2012), consiste à émettre des rayons X en projetant des électrons sur une cible en tungstène. Ces rayons X émis en forme de cône vont traverser les échantillons à contrôler. Une partie de l'intensité du faisceau incident va être absorbée par ceux-ci plus ou moins en fonction des différentes densités de matière (loi de Beer-Lambert). Les rayons ayant traversé les échantillons, et dont l'intensité a été en partie absorbée, sont ensuite captés par un écran sensible. L'intensité captée est ensuite convertie en niveau de gris par le système d'acquisition. Cela donne une radiographie (projection plane) des échantillons. Les éprouvettes sont soumises à un mouvement de rotation pendant l'acquisition, ce qui permet d'obtenir une multitude de radiographies 2D, qui sont ensuite utilisées pour faire la reconstruction tridimensionnelle. Cette reconstruction se fait à l'aide d'un algorithme reconstruisant l'évolution de la densité du matériau avec le chemin suivi par le faisceau.

Cette méthode, initialement issue du milieu médical, commence à être de plus en plus utilisée pour la caractérisation de l'endommagement dans les composites malgré les moyens importants qu'elle nécessite. Il est ainsi possible avec cette technique d'obtenir une représentation tridimensionnelle de

la répartition des endommagements en les isolant et en les labélisant comme le montre la Figure 20. Cependant le principal endommagement pour les composites stratifiés UD est le délaminage et celui-ci peut être caractérisé correctement sans l'aide de la micro-tomographie.

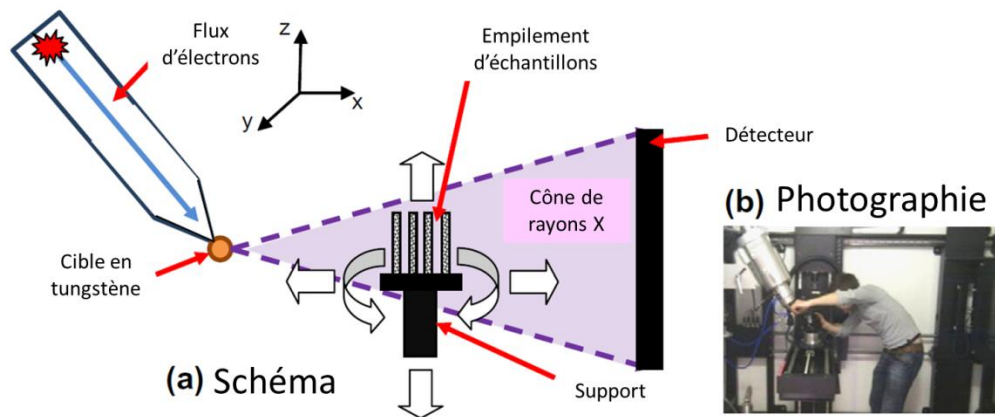


Figure 19 : Principe de la micro-tomographie (McCombe et al. 2012)

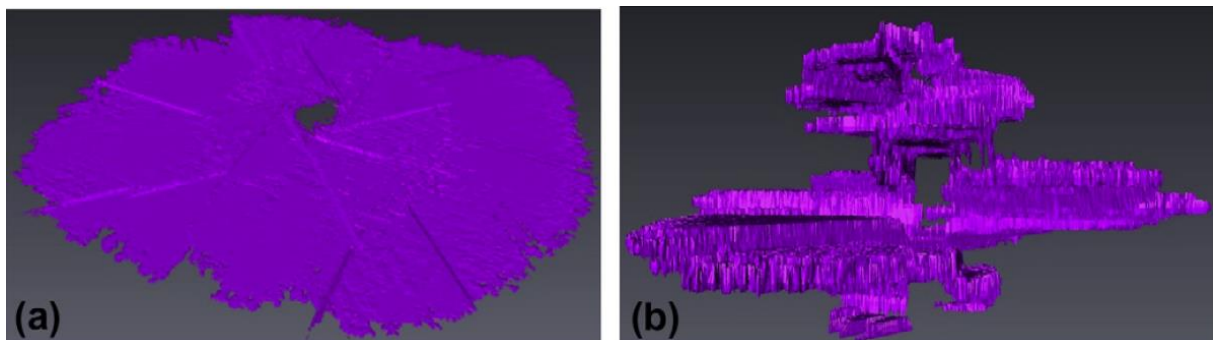


Figure 20 : Volume de l'endommagement issu de la micro-tomographie d'un composite stratifié d'UD impacté à 4J. a) Vue du dessus - b) Vue de profil (McCombe et al. 2012)

I.2.4 Les sollicitations post-impact

I.2.4.1 Les sollicitations étudiées pour les stratifiés UD

Lors d'un impact sur des stratifiés UD, les fissures matricielles engendrent des délaminages lorsqu'elles atteignent les interfaces. Cependant ces fissures matricielles ont peu d'influence sur la rigidité et la ruine du matériau au cours d'une sollicitation statique post-impact. De même, les ruptures de fibres entraînent des baisses de rigidité aussi bien en traction qu'en compression mais influencent peu la rupture en compression après impact (CAI). La baisse de rigidité engendrée par ces ruptures de fibres est d'ailleurs plus importante en traction qu'en compression puisque, même rompues, certaines fibres peuvent reprendre de la charge sous sollicitation de compression

(Cantwell, Curtis & Morton 1986). Ces ruptures de fibres sont probablement également à l'origine de la rupture des stratifiés en traction après impact mais peu d'études sont disponibles sur le sujet (Ballère et al. 2009). En effet, il a été constaté expérimentalement que l'abatement de la résistance des stratifiés UD est bien plus important en compression qu'en traction. L'ouverture des délaminages générés lors de l'impact rend ces matériaux particulièrement sensibles à un chargement de compression appliqué par la suite. C'est pourquoi la CAI est le cas dimensionnant pour ces structures et donc celui généralement étudié dans la littérature.

1.2.4.2 Les moyens d'essais utilisés pour la compression après impact sur stratifié UD

1.2.4.2.1 Compression après impact (CAI)

Un essai de compression après impact (CAI) spécifique a été développé et normalisé par Boeing (ASTM D 7137) et Airbus (AITM 1-0010) pour les matériaux stratifiés d'UD. Cet essai est largement utilisé pour l'étude des performances résiduelles des stratifiés UD comme c'est le cas dans les études de (de Freitas & Reis 1998), (Kondo et al. 2007), (Rivallant et al. 2014) ou (Ghelli & Minak 2011). Le montage est présenté sur la Figure 21. Il a pour but d'être représentatif de la partie située entre les raidisseurs d'un panneau raidi soumise à un effort de compression. La présence de deux guides anti-flambement sur chaque face de la plaque, procure des appuis linéiques pour limiter les instabilités géométriques de flambement. La partie basse du bâti est fixe et l'effort de compression est appliqué sur le chant haut de l'éprouvette par l'intermédiaire d'un vérin. La présence de mors maintenant les parties haute et basse de l'éprouvette permet de bloquer l'échantillon. Un outil efficace pour le suivi de cet essai est l'utilisation de la stéréo-corrélation d'images qui permet notamment de contrôler les déplacements hors-plan en surface en cas de flambement de l'éprouvette ou de cloquage dû au délaminage.

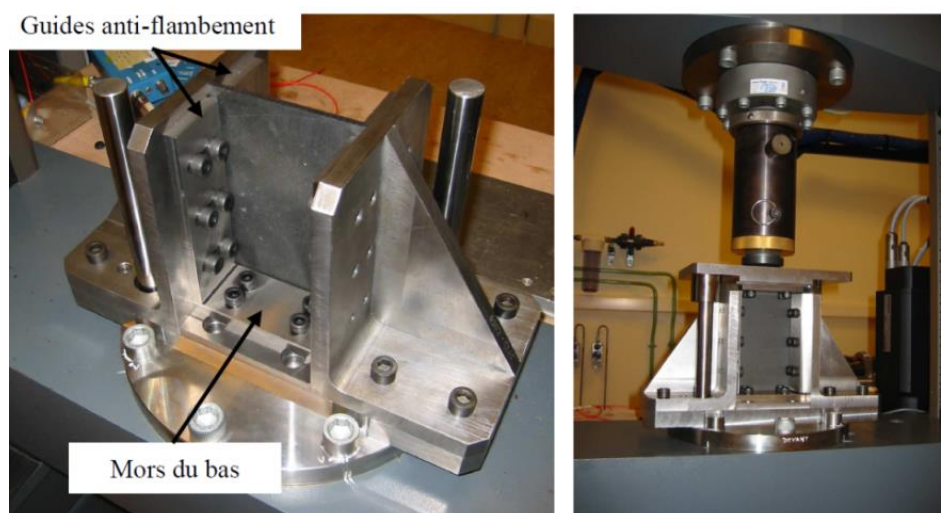


Figure 21 : Montage de compression après impact (CAI) de type Boeing (Onera)

1.2.4.2.2 Suivi par stéréo-corrélation d'images

La stéréo-corrélation d'images est un moyen de mesure de position optique sans contact. Cette technique permet de mesurer un champ de position dans les trois directions en surface d'une éprouvette. Elle permet de plus en effectuant la mesure entre deux instants lors d'un essai de mesurer un champ de déplacement. Ce champ de déplacement permet lui-même de calculer un champ de déformation. Le principe pour obtenir une mesure tridimensionnelle consiste à observer la surface sous deux angles différents. Pour cela, deux caméras optiques sont nécessaires. Les caméras sont orientées chacune avec un certain angle (usuellement $\pm 30^\circ$) comme montré sur la Figure 22. Chaque caméra possède alors son repère local et les mesures sont effectuées dans un repère global. Avant d'effectuer la mesure, une étape de calibration est d'abord nécessaire. Dans cette étape une mire constituée de points blanc sur un fond noir est utilisée. Des observations de cette mire sont faites avec les caméras pour différents angles et positions de la mire. La position des différents points de la mire sont connus à priori et permettent de déterminer des paramètres dits intrinsèques de chacune des caméras. Pour une position donnée de la mire, le passage de l'image d'une caméra à l'image obtenue avec l'autre caméra permet de déterminer des paramètres dits extrinsèques (relations de rotation et de translation permettant de passer du repère d'une caméra à celui de la deuxième caméra). La calibration de ces deux jeux de paramètres (intrinsèques et extrinsèques) permet ensuite de déterminer la position dans le repère global tridimensionnel d'un point quelconque de l'espace.

Comme l'expliquent les auteurs (Chambard et al. 2009), un mouchetis (peinture tachetée) comme celui Figure 23, est appliqué sur la surface de la pièce et ce mouchetis va se déformer en même temps que la surface de la structure. Ce sont les taches du mouchetis qui vont servir de repères et être analysées pour en suivre le déplacement. Dans ce but il est nécessaire de réaliser au préalable l'appariement des images de la surface suivie dans son état initial obtenues avec les deux caméras. Cela consiste à retrouver avec un algorithme de corrélation un groupe de pixel (appelé zone of interest ou ZOI) de l'image de la première caméra sur l'image de la deuxième caméra. En déplaçant la ZOI et en répétant cette opération de manière à quadriller la surface à observer, la correspondance entre les deux images des deux caméras est effectuée. Les champs de position en deux dimensions dans les repères locaux des caméras sont alors obtenus. Le champ de position initial en trois dimensions dans le repère global est obtenu avec les paramètres issus de la calibration et une méthode de triangulation.

Enfin pour obtenir le champ de déplacements une corrélation (appariement) est faite entre les images à deux instants t_1 et t_2 d'une des caméras puis entre les images à l'instant t_2 des deux caméras. On accède alors par triangulation au champ de position tridimensionnel à l'instant t_2 et donc au champ de déplacement entre les deux instants. On peut ensuite calculer le champ de déformation associé.

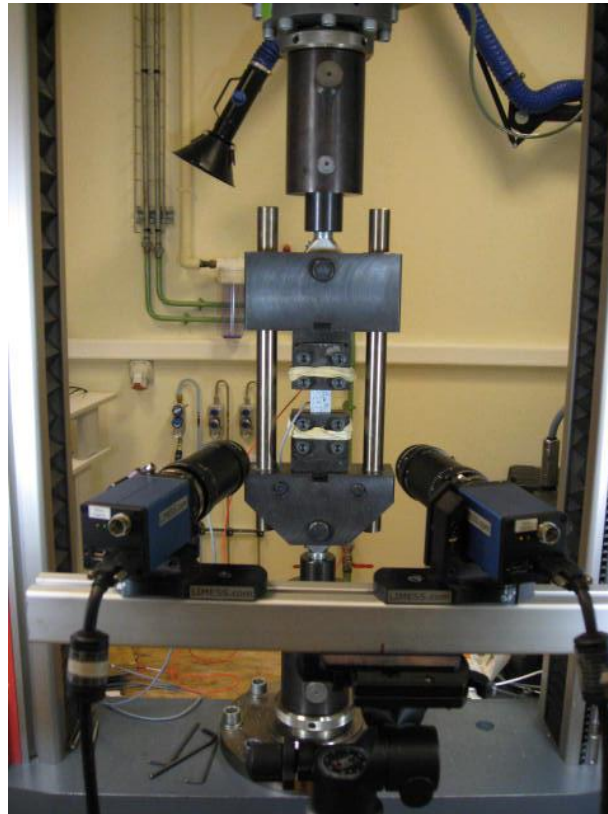


Figure 22 : Dispositif de stéréo-corrélation d'images utilisé sur le montage de compression (Onera)

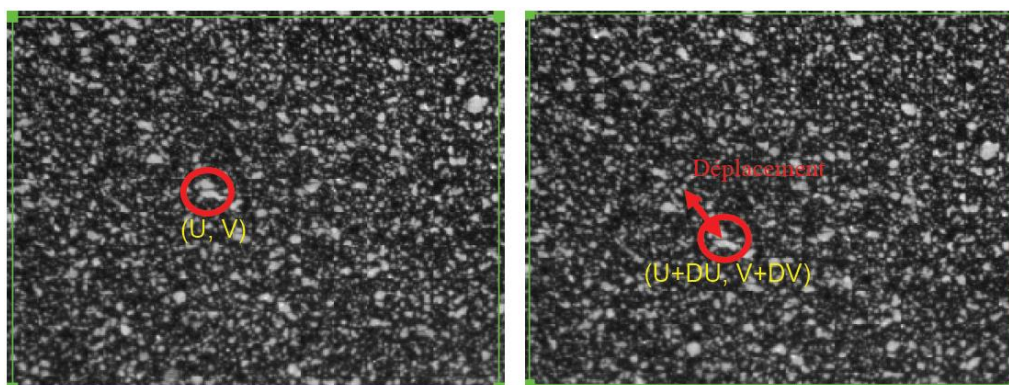


Figure 23 : Mouchetis à deux temps successifs pour le suivi des déplacements par corrélation d'images (Chambard et al. 2009)

La stéréo-corrélation d'images peut être utilisée pour effectuer une mesure des positions tridimensionnelles en surface post-impact afin d'obtenir une quantification de l'empreinte résiduelle (Trousset 2013), (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012). Elle permet également le suivi des champs de déplacements et de déformations lors d'essai quasi-statique. Ce moyen peut même servir à mesurer les déplacements et déformations au cours de l'impact, comme le font les auteurs (Kergomard, Dau & Heimbs 2011). Néanmoins, cela requiert l'utilisation de caméras rapides.

Le dispositif de corrélation d'images disponible à l'Onera est un système de Correlated Solutions. Ce système comprend des caméras de 4 MPixels et le logiciel de traitement Vic-3D qui y est associé.

I.2.4.3 Les mécanismes de ruine en compression après impact

Les auteurs de la littérature attribuent les mécanismes de ruine et la baisse de résistance en compression en majeure partie aux délaminages. En effet, (Asp, Nilsson & Singh 2001) montrent que les mécanismes entraînant la rupture en compression de stratifiés avec des délaminages artificiels introduits par des inserts de téflon sont similaires à ceux de plaques stratifiées impactées. Le dommage induit par impact crée une dissymétrie de rigidité dans l'épaisseur ainsi qu'une dissymétrie géométrique due à l'indentation laissée par l'impacteur (de Freitas & Reis 1998). De plus, le délaminage sépare le stratifié en sous stratifiés ayant une rigidité de flexion plus faible (Sanchez-Saez et al. 2005). Ces deux points conduisent à une mise en flambement qui peut être soit locale (séparation des sous stratifiés), soit globale comme le montre la Figure 24 (Reis & de Freitas 1997), (de Freitas & Reis 1998), (Sanchez-Saez et al. 2005). La stéréo-corrélation d'images peut permettre de faire la distinction entre ces deux modes en suivant les deux faces (avant et arrière). On peut ainsi mettre en évidence un cloquage dû au délaminage comme montré dans (Laurin et al. 2012). Le flambement va initier l'ouverture des délaminages et leur propagation instable. Lorsque le délaminage est de petite taille et loin des bords de l'éprouvette, il se propage dans les deux directions simultanément (de Freitas & Reis 1998). Lorsque ce n'est pas le cas, il se propage perpendiculairement à la direction de sollicitation. Les auteurs (Rivallant et al. 2014) ont tout de même mis en évidence que des fissures transverses initiées sous l'impacteur pouvaient également jouer un rôle dans la ruine des stratifiés UD du fait des concentrations de contraintes qu'elles génèrent lors de la mise en flambement.

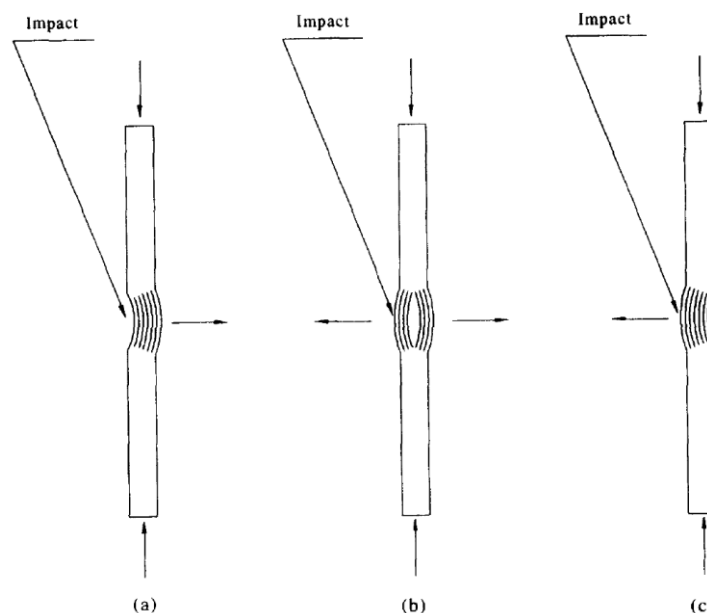


Figure 24 : Les modes de flambement possibles en CAI (Reis & de Freitas 1997)

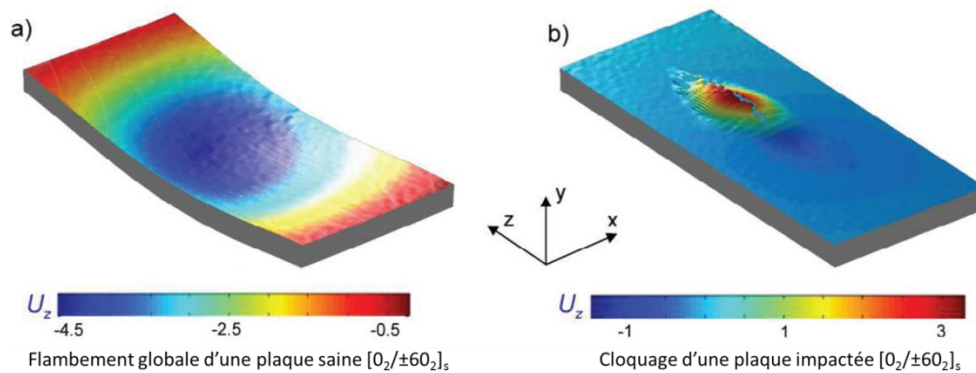


Figure 25 : a) Mode de flambement global d'une plaque saine $[0_2/\pm 60_2]_s$ b) Mode de flambement local d'une plaque $[0_2/\pm 60_2]_s$ impactée (Laurin et al. 2012)

I.2.5 Amélioration des composites stratifiés pour l'impact

Les stratifiés d'unidirectionnels, conçus et utilisés pour reprendre principalement des efforts plans, sont donc fortement limités par leur tenue à l'impact comme cela a été évoqué dans le paragraphe précédent. C'est pourquoi des composites stratifiés, pensés pour l'impact, ont ensuite été développés pour améliorer leur tenue aux chocs. On peut distinguer les stratifiés d'UDs renforcés dans l'épaisseur et les stratifiés de plis d'architectures bidimensionnelles (2D).

Les stratifiés d'UD renforcés dans l'épaisseur sont constitués de matériaux tels que les cousus, les tricotés ou les Z-pin. Les Z-pin sont des stratifiés d'UDs dans lesquels des fibres droites ont été introduites dans la direction hors-plan. Les cousus et les tricotés sont présentés sur la Figure 26. Du fait de renforts dans la direction hors-plan, ces matériaux ont une meilleure capacité à absorber l'énergie incidente. En revanche les mécanismes d'endommagement restent très similaires à ceux des stratifiés UD comme le signalent les auteurs (Bibo & Hogg 1996) pour des composites cousus (fissurations matricielles, délaminage, rupture de fibres, forme conique d'endommagement). Cependant l'endommagement est moins étendu avec ces matériaux. A énergie donnée, ils possèdent une meilleure tolérance aux dommages en compression que les UD mais à taille d'endommagement donnée ce n'est pas le cas. De plus, une baisse des propriétés planes est généralement observée avec le renforcement dans l'épaisseur. L'intérêt de ces matériaux est donc limité étant donné l'amélioration relative de la tolérance à l'impact du fait de la présence de délaminage.

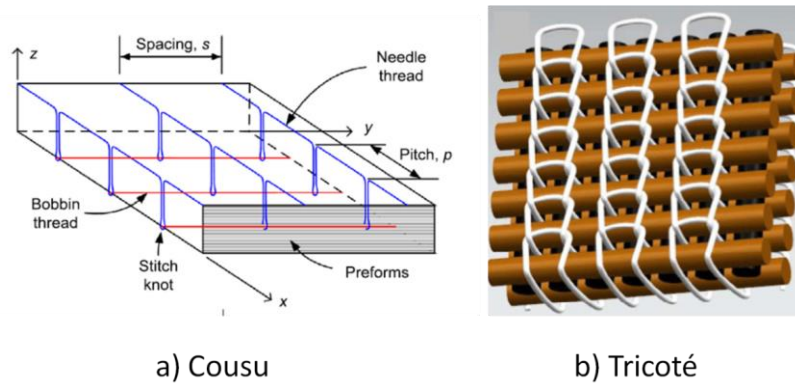


Figure 26 : a) stratifié cousu (Yudhanto et al. 2013) b) stratifié tricoté (Qi, Li & Liu 2014)

Les stratifiés 2D sont des matériaux constitués de fibres regroupées ensemble par paquets pour former des torons. Ces torons sont alors enchevêtrés à l'aide d'une machine à tisser pour former la préforme sèche. Il existe différents types de préformes sèches présentés notamment dans (El Hage 2006). Ces préformes peuvent être tissées, tressées ou tricotées, comme illustré sur la Figure 27. Dans le cas des matériaux tissés, on distingue les torons de chaîne (orientés à 0°) des torons de trame (orientés à 90°). Lors de la fabrication de la préforme sèche, les torons de trame sont maintenus tendus sur le métier à tisser alors que les torons de chaîne sont ensuite insérés entre les torons de trame, passant alternativement dessous puis dessus selon le tissage souhaité. Cela aboutit à des torons présentant une ondulation hors-plan appelée embuvage. Les préformes sont alors imprégnées avec de la résine par des procédés tel que le Resin Transfer Moulding (RTM), pour former des plis de matériau tissé 2D. Comme pour les stratifiés d'unidirectionnels, ces plis sont ensuite empilés avec différentes orientations pour former un composite. Contrairement aux stratifiés UD, les fibres ne sont plus complètement planes et parallèles entre elles mais sont également orientées dans la direction hors-plan du fait de l'ondulation des torons. Cela a donc pour effet d'améliorer sensiblement les propriétés hors-plan mais au détriment des propriétés dans le plan.

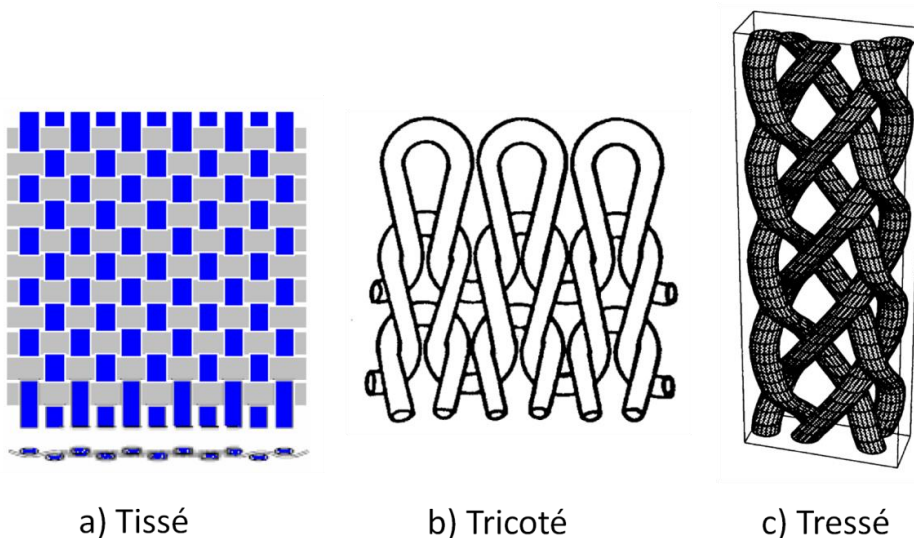


Figure 27 : Les principaux types de préformes bidimensionnelles a- (El Hage 2006), b-(Falconnet et al. 2002), c-(Adanur & Liao 1998)

Dimensionnés pour l'impact, ces matériaux ont un inconvénient majeur qui concerne les problèmes d'entrelacement et d'ondulation des torons lors de la mise en forme qui limitent leurs propriétés mécaniques (Baucom & Zikry 2005),(Chen & Hodgkinson 2009). De plus, la mise en forme, avec un empilement manuel des plis peut s'avérer fastidieuse et coûteuse (Luycker, Morestin & Boisse 2009). Enfin, du fait de l'empilement de plis tissés 2D, la résistance inter-laminaire reste problématique (Chiu, Lai & Wu 2004) bien que la ténacité soit plus importante que pour les stratifiés UD en raison de l'embuvage et de l'entrelacement des torons. En effet, la revue de (Bibo & Hogg 1996) qui compare notamment stratifiés UD et tissés 2D indique que le seuil d'endommagement observable sur la courbe force/déplacement (initiation du délaminage) est plus haut pour les tissés 2D par rapport aux stratifiés équivalents (composite à fibres de verre). Les réponses force/temps et force/déplacement obtenues lors de l'impact sont qualitativement assez similaires à celle obtenues pour les stratifiés UD. Les tissés 2D sont cependant capables d'absorber une plus grande quantité d'énergie que les stratifiés UD. De la même manière que pour les stratifiés renforcés dans l'épaisseur, les mécanismes d'endommagement à l'impact reste très similaires à ceux observés dans les UD tout comme les mécanismes de ruine post-impact en compression. De même, bien qu'ils soient plus tolérants aux dommages que les UD, leur apport reste limité.

1.3 Les composites tissés interlocks

1.3.1 L'utilisation des composites tissés interlocks dans l'aéronautique

L'utilisation de composites renforcés dans l'épaisseur et de stratifiés 2D a permis d'améliorer la tenue à l'impact des structures composites. Cependant les bénéfices de ces matériaux sont parfois insuffisants aux vues des pertes de propriétés planes et mécaniques qui en résultent. Pour des structures où la problématique de l'impact est majeure, des matériaux composites tissés tridimensionnels peuvent permettre une meilleure tenue à l'impact. Dans ces matériaux, des torons sont orientés dans la direction hors-plan et lient les différentes couches entre elles. Ils renforcent alors la résistance inter-laminaire des matériaux même si la notion de plis ou strates (lamina) n'a plus vraiment de sens ici. Ces préformes ont une meilleure perméabilité comparativement aux préformes bidimensionnelles permettant par exemple l'utilisation de matrice renforcée et ayant une viscosité plus importante (Gerlarch et al. 2012). Les procédés de fabrication, la déformabilité des préformes et l'absence d'empilement, présentent de plus l'avantage de permettre de produire des structures de géométries complexes en intégralité sans nécessiter de jonction (collage, boulonnage, ...) (Yu, Cai & Ko 1994)(Cai, Yu & Ko 1994).

Il existe plusieurs type d'architectures tridimensionnelles (El Hage 2006) comme le montrent les Figure 28 et Figure 29. Toutes ces architectures vont dans le sens d'une amélioration des propriétés hors-plan. Cependant, parmi elles, les architectures tissées interlocks et tissées 3D ont l'avantage d'une mise en œuvre du tissage facilement automatisable et de permettre avec le procédé RTM de produire des structures aéronautiques à moindre coût et à moindre effort (Chiu, Lai & Wu 2004). Les tissés 3D (ou interlocks orthogonaux) (Figure 28b) sont constitués d'un réseau de torons de chaîne (direction du tissage) et d'un réseau de toron de trame (perpendiculaire à la direction de tissage) entrelacés. Un troisième réseau de torons liant est introduit perpendiculairement dans la direction

hors-plan pour entrelacer dans l'épaisseur les réseaux de chaînes et de trames. Généralement, ce réseau de torons liant est en réalité le réseau de trame dévié dans l'épaisseur pour relier les couches. Les interlocks (ou angle-interlocks) (Figure 28a et Figure 29) sont également constitués d'un réseau de chaînes et de trames entrelacées. Le réseau liant (réseau de trame) est dévié dans la direction hors-plan avec un angle et entrelace une ou plusieurs couches.

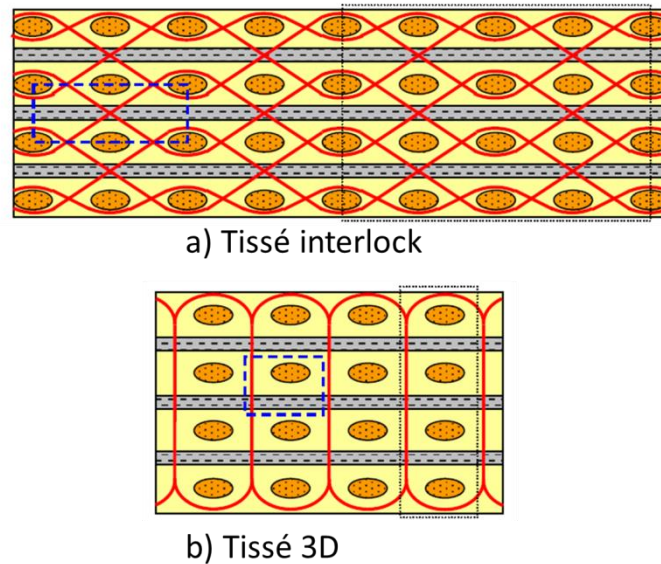


Figure 28 : Architecture d'un interlock (a) et d'un tissé 3D (b) (Ansar, Xinwei & Chouwei 2011)

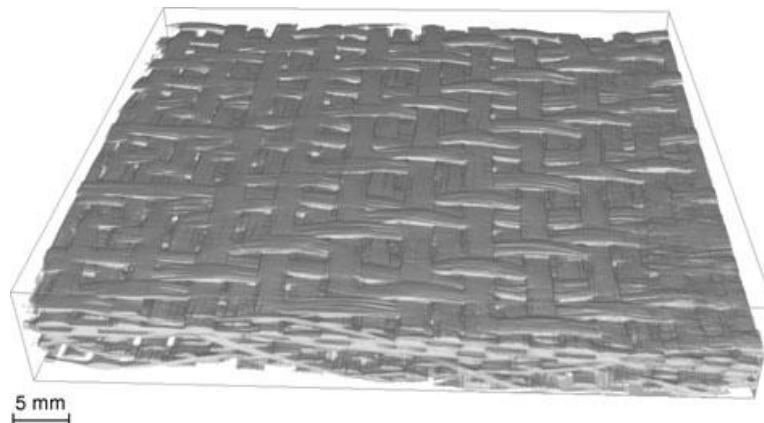


Figure 29 : Micro-tomographie d'un tissu interlock (Heimbs et al. 2012)

Les études (Chen & Hodgkinson 2009) et (Chiu, Lai & Wu 2004) comparent interlock et stratifié UD, et interlock et tissés 2D respectivement. Les courbes force/temps et force/déplacement présentent moins de fortes discontinuités que pour les stratifiés UD. Cela est dû à l'absence de création de délaminage continu et étendu. Cependant un plateau de force peut tout de même être observé au pic de force, comme le montre la Figure 30, si l'énergie d'impact est suffisante pour induire des

endommagements significatifs de manière brutale (Kergomard, Dau & Heimbs 2011) tels que ruptures de fibres et de torons (Chiu, Lai & Wu 2004), (Gerlarch et al. 2012).

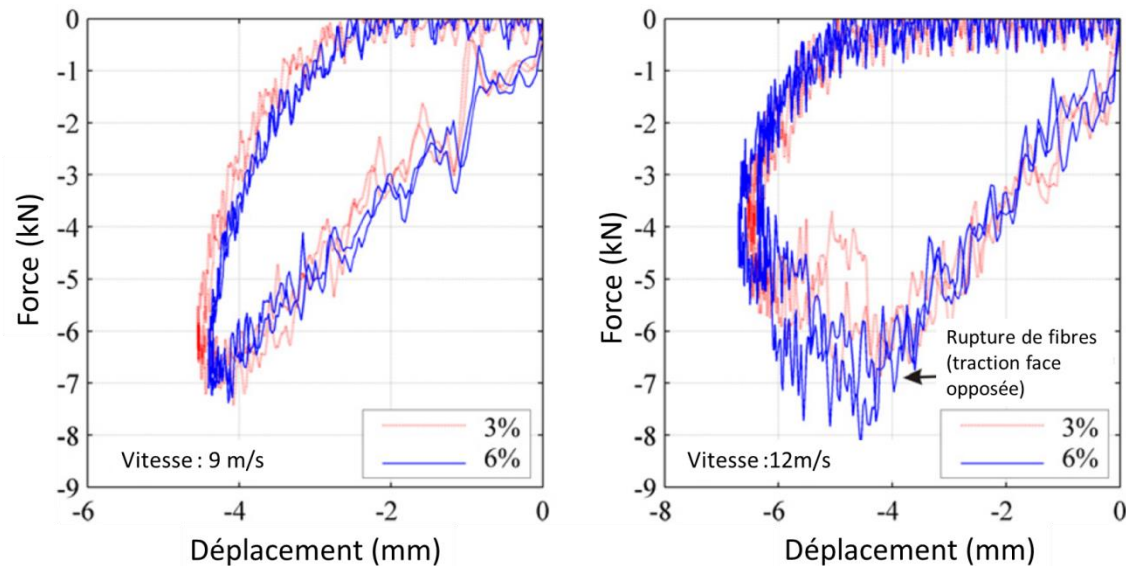


Figure 30 : Courbes force/déplacement pour différentes fractions volumiques de torons liants et pour deux vitesses d'impact (Gerlarch et al. 2012)

En terme d'énergie absorbée (aire sous la courbe force/déplacement), des études comparatives entre stratifiés d'UD et interlocks (Chen & Hodgkinson 2009) ou entre tissés 2D et interlocks (Baucom, Zikry & Rajendran 2006), montrent que les interlocks ont la meilleure capacité à absorber l'énergie lors de l'impact du fait de leur mécanismes d'endommagement particuliers.

I.3.2 Endommagements générés par l'impact dans les interlocks

Les études d'impact sur composites interlocks sont moins nombreuses que pour les stratifiés UD ou 2D. Elles utilisent généralement des moyens expérimentaux issus des stratifiés UD comme la tour de chute et les différents montages présentés Figure 12. Les méthodes de détection et de caractérisation de l'endommagement classiques des stratifiés sont également utilisées (microscopie, C-scan, thermographie,...) mais certaines méthodes sont plus adaptées pour ces matériaux.

I.3.2.1 Les moyens de détection de l'endommagement plus adaptés

Les matériaux composites interlocks ne comportent pas d'interfaces planes. Ils ne présentent donc pas de larges endommagements plans comme c'est le cas avec le délaminage pour les stratifiés UD.

Le contrôle ultrasonore est donc moins adapté pour ces matériaux en raison du caractère plus diffus de l'endommagement. De plus du fait de l'architecture de ces matériaux, les coupes et observations microscopiques sont difficilement extrapolables hors du plan de coupe.

En revanche, l'utilisation de la micro-tomographie par rayon X, bien que non spécifique aux interlocks comme cela a été évoqué dans la partie stratifiés UD, est particulièrement intéressante pour ce type de matériaux. Cette technique permet de caractériser complètement l'endommagement et de manière tridimensionnelle (et non destructive).

En effet, les auteurs (Seltzer et al. 2013) par exemple l'utilisent pour caractériser les endommagements induits par impact basse vitesse dans les composites tissés tridimensionnels. Il est alors possible d'extraire n'importe quelle coupe du matériau comme le montre la Figure 31, ou même d'obtenir une représentation volumique de la répartition des endommagements.

Dans le cadre de cette thèse des micro-tomographies d'éprouvettes impactées ont été réalisées par Safran Composites. Le micro-tomographe émet un faisceau polychromatique avec un tube à micro-foyer. Les rayons sont captés par un écran photosensible de 2048 par 2048 pixels. La résolution pouvant être obtenue est dépendante de la taille des échantillons. Dans notre cas, elle se situe aux alentours de $30 \mu\text{m}^3/\text{voxel}$.

1.3.2.2 Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes d'endommagement dus à l'impact dans les interlocks sont peu étudiés comme le soulignent les auteurs (Bahei-El-Din & Zikry 2003) et (Baucom & Zikry 2005). Les principaux endommagements dans ces matériaux, observés par (Chiu, Lai & Wu 2004), (Kergomard, Dau & Heimbs 2011) et (Trousset et al. 2011), sont illustrés Figure 32 avec une coupe micrographique. Il s'agit de fissures matricielles dans les zones matricielles entre les torons ou à l'intérieur des torons. Des décohésions entre les torons ont également lieu dans les zones d'entrelacement. Les décohésions sont, comme le délaminage, des fissures matricielles hors-plan. Elles ne sont en revanche pas continues ni parfaitement planes car non guidées par une interface entre plis. Les auteurs (Chiu, Lai & Wu 2004) indiquent, de plus, que des décohésions peuvent avoir lieu également à l'intérieur des torons mais que les fissures se propagent préférentiellement aux interfaces torons/matrice entraînant des décohésions aussi le long de ces interfaces. Enfin, quelques ruptures de fibres sont également observées par ces auteurs. Les principaux endommagements dans les interlocks suite à un impact sont donc : fissures matricielles, décohésions et éventuellement ruptures de fibres.

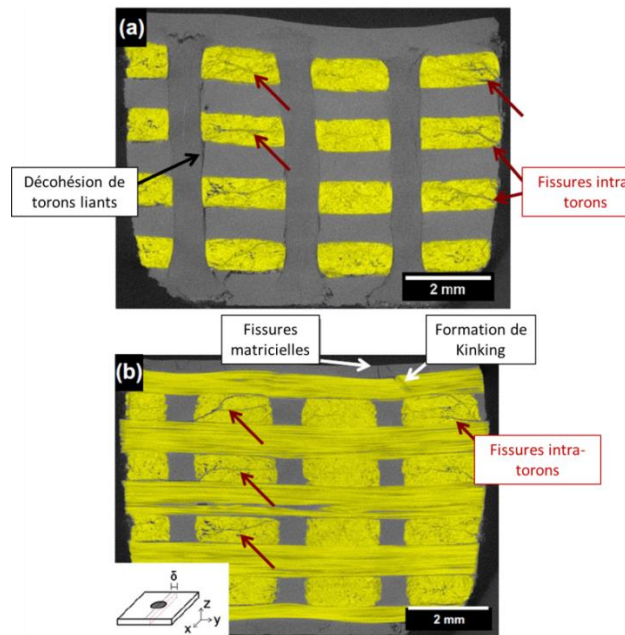


Figure 31 : Coupes dans le plan (x,z) issues de la micro-tomographie d'un composite interlock orthogonal à fibres de verre impacté à 94J. a) Coupe au centre de l'impact - b) Coupe à 1.7mm du centre d'impact (Seltzer et al. 2013)

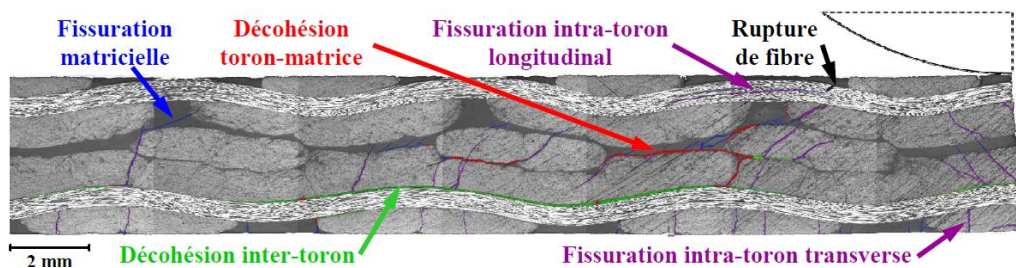


Figure 32 : Endommagement dans un angle-interlock à matrice organique et fibres carbone suite à un impact basse vitesse de 12J (Trousset et al. 2011)

Les auteurs (Chen & Hodgkinson 2009) soulignent que les torons liant au sein des interlocks empêchent la formation de délaminage par cisaillement interlaminaire comme c'est le cas pour les stratifiés d'UDs ou de tissés 2D (Bahei-El-Din & Zikry 2003). Cela conduit à un cisaillement local très important dans l'épaisseur générant des décohésions et des fissures matricielles en mode II dans l'épaisseur du matériau. En revanche, les décohésions et les fissures matricielles sur la face opposée à l'impact sont dues à la mise en flexion des éprouvettes (Chiu, Lai & Wu 2004). Les ruptures de torons fibres peuvent être présentes dans la zone d'impact (Trousset et al. 2011), (Chiu, Lai & Wu 2004). Elles sont alors obtenues par kinking des torons dû à la faible déformation à rupture des fibres de carbone (Seltzer et al. 2013). Elles peuvent également se trouver sur le côté opposé à l'impact en raison des déformations planes générées par la mise en flexion de la même manière que pour les stratifiés UD (Bahei-El-Din & Zikry 2003).

Trop peu d'études permettent de définir une forme de répartition générale de l'endommagement dans l'épaisseur pour les matériaux interlocks. C'est également le cas en termes de projection de

cette zone endommagée dans le plan. Les auteurs (Kergomard, Dau & Heimbs 2011), avec de la thermographie, (Chen & Hodgkinson 2009) avec des C-scans obtiennent des projections elliptiques de l'endommagement. Les auteurs (Chiu, Lai & Wu 2004) en revanche obtiennent plutôt une forme en diamant. Néanmoins, de manière générale, l'aire de cette zone endommagée projetée dans les interlocks est plus petite que pour les stratifiés de plis UD et de tissés 2D. Cela montre la capacité de ces matériaux à contenir l'endommagement grâce à l'absence de délaminage.

Tout comme pour les stratifiés et les tissés 2D, les interlocks subissent un écrasement de l'impacteur générant une empreinte résiduelle. L'empreinte pour les tissés interlocks est généralement plus profonde que pour les stratifiés à énergie équivalente (Chen & Hodgkinson 2009) comme le montre la Figure 33. Dans le cadre du suivi et de la maintenance des structures, cela facilite la détection des chocs.

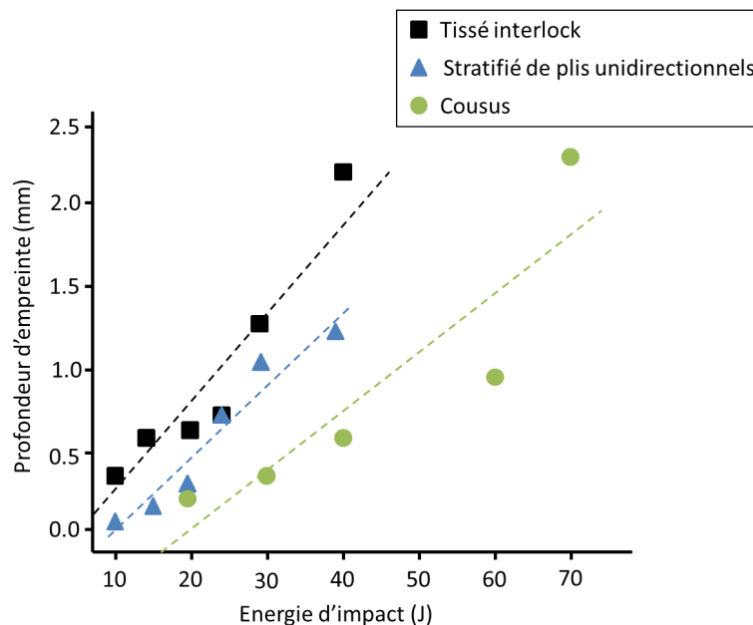


Figure 33 : Profondeur d'empreinte en fonction de l'énergie des essais d'impact sur différentes architectures (Chen & Hodgkinson 2009)

I.3.3 Les sollicitations post-impact

Dans leur étude sur l'influence de l'architecture sur le comportement post-impact des composites (Bibo & Hogg 1996) écrivent « *the focus of damage tolerance could revert to post-impact tension or fatigue issues could begin to emerge if the nature of damage occurring in composite structures is changed* ».

En effet, comme cela a été montré dans le paragraphe précédent les composites tridimensionnels et interlocks en particulier présentent des modes d'endommagements complètement différents des matériaux stratifiés avec notamment l'absence de larges délaminages. Cela conduit probablement à

des mécanismes de ruines post-impact différents. Ainsi, la compression n'est plus nécessairement la sollicitation après impact la plus critique.

Or, les quelques études disponibles dans la littérature abordent généralement cette problématique de la même manière que pour les stratifiés. Des auteurs comme (Chiu, Lai & Wu 2004) étudient la compression après impact sur interlock avec le montage de CAI présenté précédemment pour les stratifiés (initialement représentatif d'essais de compression après impact sur panneau raidi). Il est possible d'envisager des essais post-impact différents avec par exemple de la traction après impact. Pour cela, des moyens d'essais comme ceux présentés ci-dessous peuvent être utilisés.

1.3.3.1 Les moyens d'essais utilisés pour les sollicitations après impact sur interlock

Les essais post impact de traction et de compression ont été réalisés à l'Onera dans le cadre de cette étude avec une machine de fatigue à vérins hydrauliques fabriquée par Maser Engineering et de capacité 500kN (Figure 34). La course maximale des vérins possible est de 125mm. Cette machine permet de faire de la traction, de la compression et des cycles traction/compression à une fréquence allant jusqu'à 50Hz en fonction de l'amplitude imposée. Deux mors hydrauliques MTS sont associés à cette machine. Grâce à ces mors de capacité axiale 500kN, des éprouvettes de section droite peuvent être utilisées sans risque de glissement de l'éprouvette dans les mors au cours des essais de traction notamment.

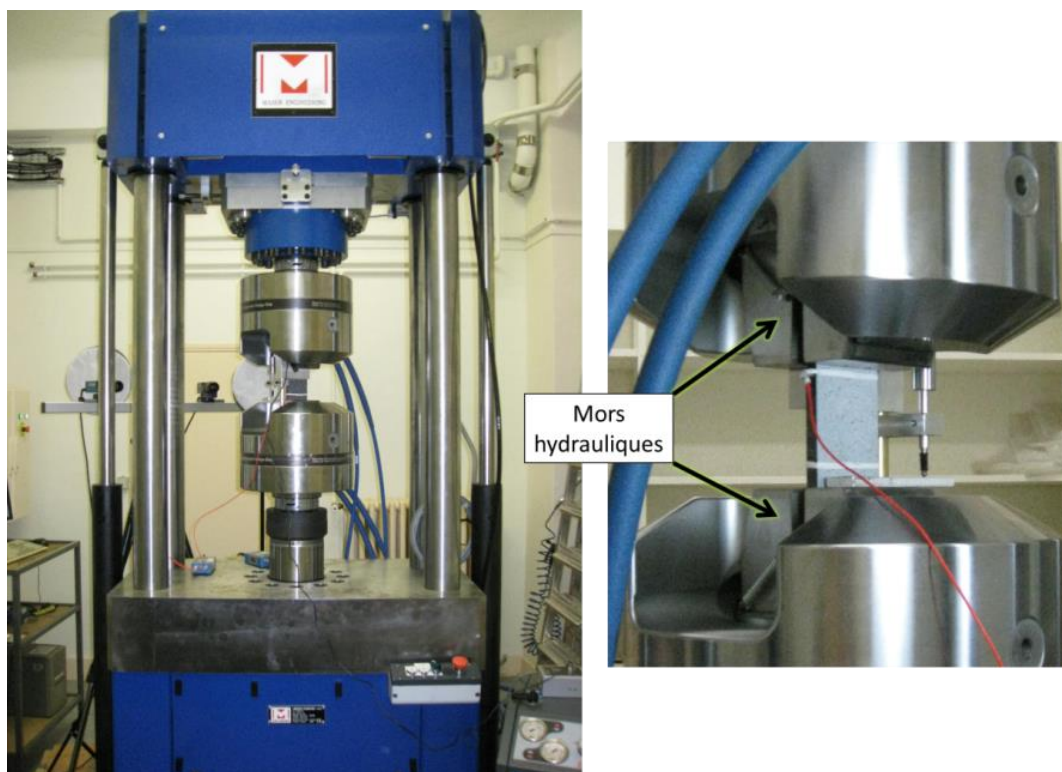


Figure 34 : Machine 500kN pour les essais de traction et compression après impact (Onera)

I.3.3.2 Les mécanismes de ruine post-impact des composites interlocks

Aucune étude traitant de l'influence de l'impact sur les performances en traction de structures interlocks n'est, à notre connaissance, disponible dans la littérature. Les mécanismes conduisant à la rupture en traction après impact sont donc inconnus ainsi que les abattements occasionnés sur la force à rupture.

En 1996, les auteurs (Bibo & Hogg 1996) constatent une plus grande résistance en CAI des interlocks en comparaison avec un stratifié tissé 2D équivalent sans pour autant investiguer les phénomènes de dégradations des matériaux. (Chiu, Lai & Wu 2004) et (Chen & Hodgkinson 2009) ont ensuite commencé à s'intéresser à ces phénomènes. Ils observent une rupture caractéristique en cisaillement avec un flambement local des torons s'initiant sur la face opposée à l'impact et entraînant ensuite l'effondrement global de l'échantillon (Figure 35). Pour ces matériaux, la propagation des décohésions reste confinée contrairement aux stratifiés. Les auteurs (Chen & Hodgkinson 2009) notent que la rupture s'amorce hors de la zone d'impact et que l'endommagement se propage ensuite dans la largeur jusqu'aux bords de l'éprouvette.

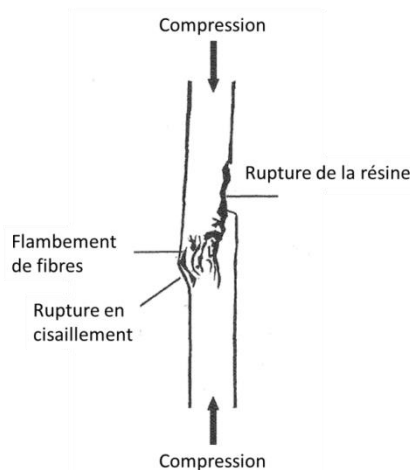


Figure 35 : Schéma de la rupture en compression d'un composite interlock soumis à un impact de 20J (vue de côté) (Chiu, Lai & Wu 2004)

I.4 Prévission par la modélisation des performances résiduelles

I.4.1 Prévission des performances résiduelles des composites stratifiés

La capacité à maîtriser et à prévoir l'influence d'un « petit choc » sur le comportement d'une structure lors de son utilisation est un point clé dans le dimensionnement de pièces composites. Il existe une multitude d'énergies d'impact pouvant être mises en jeu. Les industriels du domaine aéronautique peuvent couvrir expérimentalement une gamme d'énergie d'impact importante (bien que cela soit coûteux) mais étant donnée l'infinité de chargements multiaxiaux post-impact que la pièce peut subir, des modèles de prévission des performances résiduelles constituent un réel besoin. Plusieurs stratégies de modélisations peuvent être envisagées, de complexité croissante. Les

modèles fortement simplifiés permettent généralement une mise en œuvre facile en bureau d'études et des temps de calculs faibles mais présentent en revanche un caractère prédictif limité (bien souvent aux configurations déjà testées). Les modèles plus avancés ont, quant à eux, une capacité prédictive intéressante mais pour une mise en œuvre plus difficile et des temps de calculs pouvant être excessifs en milieu industriel.

1.4.1.1 Les modèles semi-empiriques avec un défaut équivalent

Le premier niveau de modélisation que l'on peut trouver dans la littérature pour prévoir les performances résiduelles en compression de stratifiés UD ou tissés 2D consiste à représenter le défaut d'impact par une zone aux propriétés mécaniques dégradées. La première approche de cette nature dite « soft inclusion » consiste en une zone dans l'éprouvette dont les propriétés élastiques subissent un abattement par rapport aux propriétés élastiques initiales du reste de l'éprouvette. Cette approche est mise en œuvre notamment par les auteurs (Xiong & Poon 1995), (Nyman, Bredberg & Schon 2000) et (Craven, Iannucci & Olsson 2011) pour les stratifiés UD et par (Qi & Herszberg 1999) pour les stratifiés tissés 2D. La deuxième approche, dérivée de la première, consiste à représenter le défaut d'impact par un trou équivalent (propriétés mécaniques nulles) comme le font les auteurs (Soutis & Curtis 1996), (Puhui, Zhen & Yang 2002) ou (Kaminski et al. 2011).

Le principe de ces modèles consiste à recalculer un défaut équivalent (taille, forme, propriétés mécaniques) pour obtenir dans le reste de la structure les mêmes effets qu'un défaut d'impact. Généralement, la forme et la taille de la zone équivalente proviennent d'une caractérisation expérimentale de la zone endommagée (taille et orientation du plus grand délaminage, taille de la zone endommagée obtenue par C-scan,). La forme est alors généralement simplifiée à une zone circulaire ou elliptique. Le recalage des propriétés de la zone dégradée nécessite un nombre plus ou moins important d'essais selon les modèles. (Xiong & Poon 1995) par exemple identifient la dégradation de la zone avec la contrainte de flambement du plus grand sous-stratifié généré par le délaminage alors que (Qi & Herszberg 1999) ont besoin de plusieurs tailles d'endommagement différentes pour identifier leur modèle. Les auteurs (Craven, Iannucci & Olsson 2011) ont, quant à eux, mis au point une méthode d'identification inverse à partir de la corrélation d'images afin d'identifier une dégradation de la zone évoluant non-linéairement avec le chargement pour un essai donné. La prévision de la rupture en CAI est alors obtenue avec des approches en critère de rupture de type Point Stress par exemple.

Ces approches sont utilisées soit dans des modèles par éléments finis (Craven, Iannucci & Olsson 2011), soit dans des modèles analytiques (Xiong & Poon 1995), (Qi & Herszberg 1999), (Puhui, Zhen & Yang 2002). Les modèles analytiques utilisent alors un calcul de redistribution de contrainte au voisinage de la zone dégradée pouvant être fondé sur une méthode de potentiel complexe de type Lekhnitskii (Lekhnitskii 1968).

Ce niveau de modélisation permet donc des approches faciles à mettre en œuvre en milieu industriel (méthodes possiblement analytiques). Cependant elles sont assez lourdes à identifier (recalage par

rapport à l'expérimental important) et le domaine de prévision est assez restreint du fait de l'absence de bases physiques du phénomène de rupture en CAI.

1.4.1.2 Les modèles avec une représentation idéalisée du défaut

Une autre catégorie de modèles incorpore plus de réalité physique et est fondée sur le mécanisme prépondérant dans la compression après impact qu'est le délaminage en le représentant de manière idéalisée. En effet, comme cela a été présenté précédemment, la rupture en compression de stratifiés UD ou de tissés 2D impactés se fait généralement par flambement des sous-stratifiés (aussi appelé cloquage) délimités par le délaminage. Certains auteurs choisissent donc de modéliser le défaut d'impact par le décollement d'une ou plusieurs interfaces dans le but de représenter le délaminage menant à la rupture. Les auteurs (Nyman, Bredberg & Schon 2000) qui comparent un modèle à zone dégradée (représentation volumique et diffus du dommage) et un modèle à décollement d'interface (représentation surfacique et explicite du délaminage) invoquent une meilleure prévision de la résistance résiduelle en compression avec le décollement d'interface.

On peut distinguer les approches traitant la rupture par flambement de sous-stratifiés (Ali Kouchakzadeh & Sekine 2000), (Short, Guild & Pavier 2001), (Naik & Ramasimha 2001), (Wang et al. 2005) de celles traitant la propagation du délaminage après flambement des sous-stratifiés (Nyman, Bredberg & Schon 2000), (Aoki, Kondo & Hatta 2007), (Rhead & Butler 2009).

Les approches en rupture des sous-stratifiés visent principalement à prévoir l'effort conduisant à l'instabilité d'un sous-stratifié. Pour cela, elles utilisent dans un modèle par éléments finis soit une analyse aux valeurs propres (Ali Kouchakzadeh & Sekine 2000), (Naik & Ramasimha 2001) soit un petit déplacement hors-plan initial pour initier le flambement (Short, Guild & Pavier 2001), (Wang et al. 2005). Il est alors possible de prévoir la rupture en y associant un critère de rupture de fibres en compression.

Les approches en propagation du délaminage utilisent les mêmes méthodes pour prévoir la mise en flambement des sous-stratifiés (modèle par éléments finis avec analyse aux valeurs propres ou déplacement hors-plan initial). La rupture est ensuite associée à la propagation du délaminage. La propagation peut ensuite être prévue par des lois de type zones cohésives (de Moura et al. 2000) ou des méthodes VCCT (Virtual Crack Closure Technique) (Aoki, Kondo & Hatta 2007). D'autres études utilisent des critères énergétiques établis sur la mécanique de la rupture (Nyman, Bredberg & Schon 2000), (Rhead & Butler 2009).

Les auteurs utilisent dans leurs modèles des délaminages de formes elliptiques (Nyman, Bredberg & Schon 2000) ou circulaires (Rhead & Butler 2009), à une ou plusieurs interfaces. Les auteurs (Aoki, Kondo & Hatta 2007) ou (Rhead & Butler 2009) représentent la forme conique de l'endommagement en représentant des délaminages circulaires aux interfaces de tailles croissantes avec la profondeur. L'ensemble de ces études montrent que la forme, la taille, le nombre et l'emplacement des délaminages considérés sont autant de facteurs influençant grandement les prévisions de rupture. Le choix de ces paramètres (forme, taille, nombre, ...) limite donc le caractère prédictif puisqu'un certain recalage par rapport à l'expérimental va encore une fois être nécessaire.

1.4.1.3 Les modèles à base physique

Afin d'être plus prédictif, des études prennent en compte le défaut induit par un impact de manière plus réaliste. Ainsi les auteurs (de Moura et al. 2000) introduisent aux interfaces de leur modèle le délaminage initial expérimental observé après impact par C-scan. Ce délaminage réaliste est donc en forme d'hélice. La méthode utilisée est ensuite similaire à celles présentées ci-dessus avec la prévision de la mise en flambement des sous-stratifiés puis la prévision de la propagation des délaminages avec un modèle de zones cohésives. Cependant ce modèle ne prend pas en compte l'influence des modes d'endommagement autre que le délaminage (fissures matricielles transverses principalement). Or ces modes peuvent interagir avec les délaminages de manière non négligeable. Les auteurs (Guédra-Degeorges 2006) introduisent également un délaminage en forme d'hélice mais dégradent également les propriétés élastiques dans une zone conique pour rendre compte de l'abattement de rigidité engendré par les fissures matricielles (Figure 36). Cependant cette zone dégradée reste idéalisée ainsi que l'abattement associé qui est homogène dans toute la zone. Cela ne permet donc pas de traduire de manière suffisamment réaliste les couplages existants. Introduire initialement l'endommagement induit par impact dans un modèle de prévision des performances résiduelles de manière précise est complexe. De plus la nécessité de connaître au préalable cet état d'endommagement de manière précise peut également être un frein dans une démarche à caractère prédictif.

Afin de s'affranchir de ces limitations, une solution est de prévoir avec précision le défaut d'impact à l'aide d'un modèle traduisant l'ensemble des mécanismes physiques en jeu pour ensuite prévoir l'influence de ce défaut sur les performances post-impact. Ainsi l'ensemble des endommagements et leurs interactions peuvent être considérés et le caractère prédictif est renforcé par l'absence du besoin de connaître au préalable l'état d'endommagement. Cette stratégie de modélisation n'est d'ailleurs pas spécifique à la problématique de l'impact. Modéliser la création d'un défaut quel qu'il soit peut être le meilleur moyen de prendre en compte l'influence ce défaut ((Baranger et al. 2009), prise en compte du défaut de pliage dans un composite sandwich pour la compaction hors-plan).

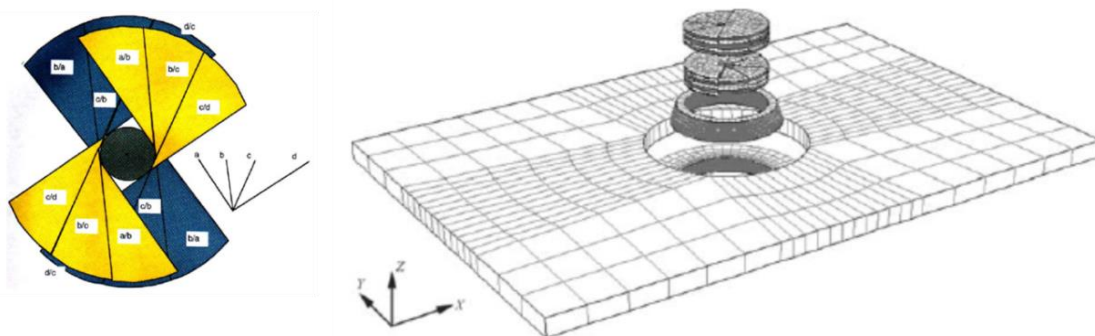


Figure 36 : Modélisation du délaminage pour la compression après impact dans un stratifié 32 plis (Guédra-Degeorges 2006)

I.4.2 Prévision des endommagements suite à un impact

La modélisation par élément finis de l'impact basse vitesse sur stratifiés et de l'endommagement résultant a fait l'objet d'un nombre important d'études mais reste un sujet difficile. Les auteurs (Donadon et al. 2008) distinguent quatre principales catégories de modèles d'endommagement pour les composites : les modèles établis sur des critères de rupture, sur la mécanique de la rupture, la mécanique de l'endommagement ou de la plasticité. Les modèles plastiques ne sont pas adaptés à la modélisation de composites non ductiles et les critères de rupture seuls ne permettent pas de prévoir précisément l'état d'endommagement. Or la modélisation de l'impact n'est généralement pas un objectif en soi mais bien une première étape pour l'étude des performances résiduelles après impact. Les modèles d'impact peuvent être fondés sur la mécanique continue de l'endommagement (Donadon et al. 2008) ou alors sur la mécanique de la rupture (de Moura & Gonçalves 2004), (Bouvet et al. 2009).

La mécanique continue de l'endommagement considère une dégradation progressive des propriétés mécaniques en faisant intervenir un certain nombre de variables d'endommagement. Chaque variable d'endommagement représente un mécanisme ou un mode d'endommagement particulier. Elles évoluent continûment et ne peuvent décroître pour respecter les lois de la thermodynamique.

La mécanique de la rupture considère l'énergie nécessaire en front de fissure pour la faire propager. Les auteurs (de Moura & Gonçalves 2004) ou (Bouvet et al. 2009) et (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012) utilisent ainsi un modèle d'interface entre les éléments et entre les plis pour représenter les fissures matricielles et le délaminage (Figure 37). Le principal avantage de cette méthode est qu'elle permet de prendre en compte naturellement l'interaction entre les fissures matricielles et le délaminage (les fissures matricielles dérivant en délaminage au croisement d'interfaces). Le principal inconvénient est la dépendance au maillage puisque la localisation des fissures matricielles est présupposée et dépendante de ce maillage.

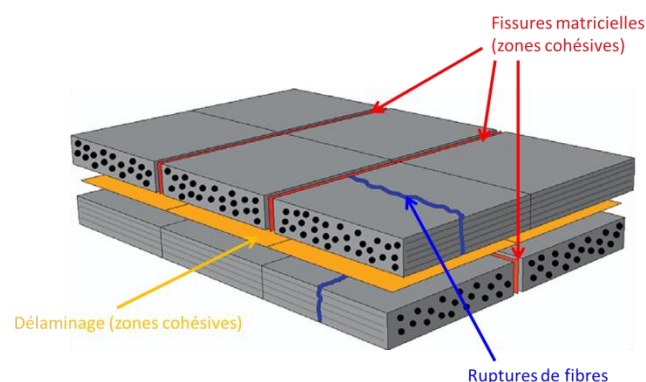


Figure 37 : Modélisation des fissures matricielles et des délaminages lors de l'impact sur stratifié avec des zones cohésives (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013)

La plupart des modèles d'impact utilisent l'approche de la mécanique continue de l'endommagement mais couplée avec des modèles d'interfaces de type zones cohésives pour capter

le délaminage puisque la localisation de ce mode est imposée par les interfaces entre plis. Des critères de rupture peuvent également y être associés pour prévoir l'initiation de l'endommagement.

Les auteurs (Johnson, Pickett & Rozycki 2001) utilisent un comportement élasto-plastique endommageable pour modéliser le comportement d'un pli de stratifié tissé 2D en adaptant le modèle pour plis UD de (Ladeveze & LeDantec 1992). Le délaminage est modélisé avec un modèle d'interface incorporant une loi de traction-séparation selon l'étude (Allix & Ladevèze 1992). Les auteurs (Maimí et al. 2007), (Lopes et al. 2009) et (González et al. 2012) utilisent quant à eux un modèle d'endommagement à cinq variables d'endommagement dont l'activation est fondée sur le critère de rupture LaRC04 (Pinho et al. 2005). Ce critère prend en compte la non-linéarité en cisaillement de la matrice ainsi que les différents modes de rupture physiques dont le kinking des fibres en compression. L'évolution continue de ces variables d'endommagement est ensuite donnée par une loi exponentielle. Les endommagements interlaminaires sont modélisés avec des zones cohésives fondées sur une loi de traction-séparation.

Bon nombre de modèles d'impact basse vitesse sur stratifiés sont disponibles dans la littérature mais très peu d'études utilisent ces modèles pour la prévision des performances résiduelles statiques. Les raisons à cela sont des prévisions des endommagements d'impact insuffisantes, des difficultés numériques (problèmes de convergence, coûts de calcul importants, ...) ou des modèles d'impact permettant difficilement la réutilisation des résultats pour des calculs statiques. Le délaminage étant le mode d'endommagement prépondérant lors de l'impact, les équipes spécialistes des modèles d'interfaces sont généralement les plus avancées dans la modélisation de l'endommagement induit par impact. Ainsi deux des rares études ayant réussi à utiliser la modélisation de l'impact pour modéliser ensuite la sollicitation de CAI sur stratifié sont (González et al. 2012) et (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013). Les auteurs de ces études utilisent des modèles identiques (codés dans Abaqus/explicit) pour la modélisation de l'impact et de la CAI, facilitant ainsi le chaînage. Le modèle de (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013) permet d'obtenir une très bonne corrélation entre calcul et expérimental concernant les délaminages et l'énergie dissipée durant l'essai (Figure 38). La prévision de la résistance résiduelle en CAI et les modes ruine sont ainsi également très bien décrits. Le modèle (González et al. 2012) permet aussi une bonne prévision des résistances résiduelles bien que des différences soient parfois observées sur la prévision des délaminages et de l'énergie dissipée.

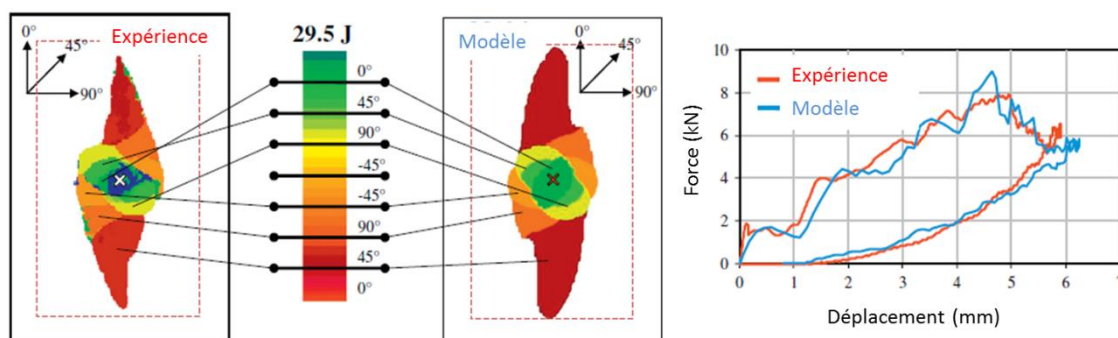


Figure 38 : Prévision des délaminages et de l'énergie absorbée pour un impact à 29,5J sur stratifié UD (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013)

Ces études sont menées dans des codes de calculs avec une résolution explicite pour l'impact basse vitesse, et donc également pour la CAI dans le but de chaîner les deux calculs bien que ce type de résolution soit moins adaptée aux chargements quasi-statiques. Cette résolution explicite pour l'impact permet de faire converger plus facilement des calculs avec des non-linéarités fortes. Cependant la stabilité du résultat n'est pas garantie et des pas de temps petits sont alors requis y compris pour la partie quasi-statique (pouvant générer des temps de calculs élevés). Les auteurs (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013) simulent la CAI avec une vitesse bien plus élevée que l'expérience pour réduire les temps de calcul (12 à 15h) tandis que les auteurs (González et al. 2012) signalent la nécessité de moyens de calculs importants pour ces problèmes à grand nombre d'éléments (1 à 4 millions). Les temps de calculs obtenus pour ces derniers sont de l'ordre de 15 jours en utilisant du parallélisme.

I.4.3 Performances résiduelles des composites interlocks

A notre connaissance, aucune étude de modélisation portant sur les performances résiduelles post-impact de composites tissés interlock n'est disponible dans la littérature. Cela est probablement dû à l'utilisation récente et encore limitée de ces matériaux à des structures aéronautiques. Pour traiter cette problématique, les approches semi-empiriques développées pour les stratifiés et présentées précédemment sont tout à fait applicables dans l'état puisqu'elles ne sont fondées sur aucun mécanisme physique. Cependant les inconvénients liés à ces méthodes restent les mêmes (prévision restreinte, recalage par rapport à l'expérimental, nombre d'essais important).

L'absence de délaminage étendu dans ces matériaux rend la démarche qui consiste à modéliser d'abord l'impact puis les sollicitations post-impact encore plus attractive. En effet, une des principales difficultés rencontrée par les auteurs qui appliquent cette approche pour les stratifiés est liée à la modélisation des interfaces entre plis. L'utilisation des zones cohésives requiert des maillages très fins et engendre des difficultés numériques importantes.

I.4.3.1 Modélisation de l'impact

Pour la raison évoquée ci-dessus nous nous intéressons ici à la modélisation de l'impact de ces matériaux tissés interlocks. Les travaux de modélisation de la sollicitation d'impact basse vitesse / basse énergie sur interlock sont peu nombreux. Les auteurs (Ansar, Xinwei & Chouwei 2011) font une revue des stratégies de modélisation pour les composites de type interlock notamment pour l'impact. Cependant les différents auteurs cités étudient principalement des applications de type balistique (haute vitesse). En effet, les architectures interlocks sont beaucoup utilisées pour des applications telles que du blindage et des gilets pareballes (fibres aramides de type Kevlar). Contrairement aux cas des basses vitesses, la prévision de la perforation ou non lors d'un impact balistique peut constituer une fin en soi. De ce fait, des auteurs comme (Li, Sun & Gu 2010) utilisent des critères de rupture tels que le critère de contrainte maximale associé à un critère d'aire

endommagée critique avec suppression des éléments rompus. Les propriétés élastiques du matériau sont dérivées de la méthode de la cellule unitaire et affectées à un maillage macroscopique. Ces stratégies de modélisation ne permettent pas d'envisager par la suite l'étude de la nocivité sur d'un défaut d'impact sur les performances et sont donc difficilement utilisables dans le cas de sollicitations basses vitesses.

Pour pouvoir étudier l'influence du défaut d'impact engendré sur les performances statiques, des modèles plus physiques sont nécessaires. Toutefois, les mécanismes d'endommagements de ces matériaux tridimensionnels lors de l'impact n'étant pas aussi bien connus que pour les stratifiés, les quelques modèles utilisés dans la littérature ne semblent pas aboutis. En effet les auteurs (Kergomard, Dau & Heimbs 2011) modélisent l'impact basse vitesse sur interlock avec des simulations par éléments finis utilisant le modèle intralaminare développé dans (Johnson, Pickett & Rozycki 2001) pour les stratifiés de tissés 2D. Ils montrent dans leur étude que ce modèle n'est pas adapté pour décrire l'évolution de l'endommagement y compris pour des chargements statiques plans de traction. Les prévisions à l'impact en terme de pics de force obtenus avec ce modèle ne sont donc pas cohérentes avec l'expérimental. Les auteurs attribuent cela à l'incapacité du modèle à décrire correctement les mécanismes d'endommagements complexes et spécifiques des matériaux tissés interlocks. Les auteurs (Cousigné et al. 2014) simulent également l'impact sur un matériau tissé (2D) en se basant sur un modèle macroscopique du pli tissé de type Ramberg-Osgood pour traduire la non-linéarité du matériau et un modèle de plasticité unidirectionnel pour la prévision des déformations permanentes (Cousigné et al. 2013). Les résultats obtenus ont montrés des désaccords avec les essais réalisés en raison notamment de l'incapacité de ce modèle intra-laminare à prévoir le délaminage. Ce modèle n'a en revanche pas été utilisé et comparé à des résultats expérimentaux dans le cadre de composites tissés interlock.

1.4.3.2 Modélisation des sollicitations statiques

La modélisation de la sollicitation d'impact basse vitesse se base généralement sur un modèle statique. Pour le comportement des composites interlocks, des modèles à l'échelle mésoscopique sont développés (Waas 2014)(Fagiano et al. 2014). Ces modèles représentent explicitement l'architecture du matériau. Ils se situent à l'échelle des torons et de la matrice. Ce type d'approche permet de représenter finement les différents mécanismes complexes induits par l'architecture complexes puisque celle-ci est modélisée explicitement. Néanmoins, ces modèles sont difficilement applicable à du calcul sur structures industrielles, mêmes petites, en raison de la taille trop importante des problèmes éléments finis que cela engendrerait. L'approche mésoscopique est donc difficilement envisageable pour traiter la problématique de l'impact basse vitesse. En revanche, de tels modèles peuvent permettre d'enrichir et d'alimenter des modèles à l'échelle macroscopique.

Les modèles macroscopiques semblent être, actuellement, la voie la plus pertinente pour du calcul de structures et d'impact. Ils représentent un comportement homogénéisé du matériau interlock et ne représentent pas son architecture. Le comportement induit par l'architecture est représenté par une loi de comportement régissant les propriétés mécaniques homogénéisées (comme le

comportement d'un pli pour un stratifié dans les approches présentées précédemment). Encore une fois, peu d'études concernent la modélisation macroscopique des interlocks.

Dans son étude, (Couégnat 2008) propose une stratégie de modélisation multiéchelle appelée DMD (Discrete Micro Damage) du comportement de matériaux interlocks. Comme évoqué ci-dessus, le principe consiste à faire remonter et à incorporer des informations provenant d'un modèle mésoscopique dans un modèle macroscopique. Le modèle macroscopique est construit dans le cadre de la mécanique continue de l'endommagement et des principes de la thermodynamique. Ce modèle utilise des variables d'endommagement représentant directement la densité de fissure dans le matériau (dit modèle à densité de fissure). L'effet de ces variables sur les propriétés mécaniques macroscopiques est obtenu en appliquant une méthode d'homogénéisation sur le modèle éléments finis mésoscopique dans lequel des fissures discrètes sont introduites (Figure 39). De cette manière, le lien physique entre la densité de fissures introduite (variable observable du modèle) et son effet est établie de manière numérique. C'est le principal avantage de cette approche à variables physiques qui est fondée sur une représentation fine des endommagements. Cependant l'introduction de ces fissures dans un modèle mésoscopique est assez complexe de par l'architecture des composites interlocks. De plus, cette méthode est relativement lourde en raison de l'ensemble des configurations d'endommagement à l'échelle mésoscopique à considérer.

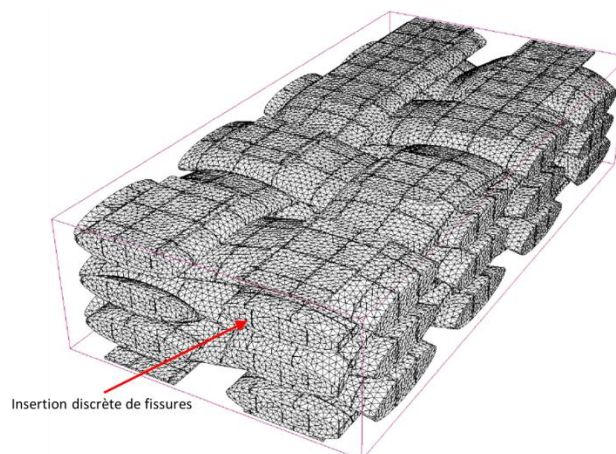


Figure 39 : Maillage mésoscopique avec insertion de fissures discrètes pour évaluer leurs effets sur le comportement mécanique par méthode éléments finis et homogénéisation (Couégnat 2008)

Les auteurs (Pailhes, Camus & Lamon 2002) développent un modèle entièrement macroscopique pour un matériau tissé tridimensionnel en carbone/carbone. Celui-ci est également établi sur les bases de la mécanique continue de l'endommagement et formulé dans le cadre thermodynamique. Les variables d'endommagement représentent chacune un mécanisme d'endommagement (fissuration matricielle, décohésion fibre/matrice, plasticité) cependant ce ne sont pas ici des variables physiques (densité de fissure) mais des variables d'effet de l'endommagement (modèle à variables d'effet). Cela signifie que le lien entre les mécanismes physiques et les variables du modèle s'établit au niveau des effets de l'endommagement sur le comportement mécanique. Concernant les composites tissés céramiques (SiC/SiC), les auteurs (Gasser, Ladevèze & Poss 1996) développent

aussi un modèle à variables d'effet prenant en compte les endommagements dans la matrice et dans les torons et la forte anisotropie de l'endommagement dans ces matériaux.

Pour les interlocks à matrice organique (CMO), le modèle ODM (Onera Damage Model) rentre dans cette catégorie des modèles macroscopique issus de la mécanique continue de l'endommagement à variables d'effet. Il est originellement inspiré des modèles proposés par (Maire & Chaboche 1997) et (Maire & Lesne 1998) pour les composites à matrice céramique. Ces modèles utilisent à la fois des variables d'endommagement scalaires et une variable tensorielle. Les variables scalaires représentent la microfissuration matricielle dont l'orientation dans le matériau est induite par la microstructure de celui-ci. La variable tensorielle représente l'endommagement orienté par la sollicitation appliquée au matériau. De plus, le caractère unilatéral de l'endommagement est également pris en compte. Cela signifie que l'endommagement a un effet en traction mais pas en compression. La première formulation en tant que telle du modèle ODM pour CMO est proposée par L. Marcin dans (Marcin 2010). Alors intitulé ODM_MS (MS pour MicroStructure), ce modèle à variables scalaires traduit l'observation expérimentale d'un endommagement guidé par la microstructure lié au contraste important entre les propriétés des fibres et celles de la matrice. Les variables d'endommagement sont donc associées aux trois directions principales d'anisotropie du matériau. L'auteur introduit de plus une non-linéarité due au caractère visqueux de la matrice organique. Des évolutions dans la formulation du modèle ODM et surtout une extension à la prévision de la durée de vie en fatigue des interlocks CMO ont ensuite été proposées par (Rakotoarisoa 2013). Une description plus précise du modèle ODM fait l'objet d'une partie du chapitre III de ce mémoire.

Les modèles à variables d'effets nécessitent un certain nombre d'essais pour être identifiés (amorçage de l'endommagement, identification de ses effets sur le comportement mécanique, identification de son évolution). Ces essais sont un peu plus nombreux que pour un modèle à variables physiques tel que (Couégnat 2008) mais restent limités et compatibles avec les contraintes d'un bureau d'études. Il s'agit généralement d'essais uniaxiaux simples de type charge/décharge en traction et en compression à 0°, 90° et 45°. Pour les CMO, des essais de type fluage sont également requis pour identifier la viscosité de la matrice.

Les modèles de la littérature pour composites tissés interlocks évoqués ci-dessus sont principalement testés et validés à l'échelle matériau, sous chargements statiques et plans. L'utilisation et la validation de ces modèles pour du calcul de structure, sous chargements multi-axiaux et hors-plan en particulier, n'a été que partiellement entreprise à notre connaissance. L'application à la prévision de la tenue à l'impact n'a pas été abordée à ce jour.

1.5 Synthèse

La problématique de la tenue à l'impact basse vitesse / basse énergie a fait l'objet de nombreuses études dans la littérature scientifique. Cependant l'ensemble des familles de composites n'y sont pas étudiées avec le même poids. Les composites stratifiés UD, les plus anciens et les plus répandus sont les plus étudiés. Ces composites conçus pour reprendre des efforts plans se sont montrés

particulièrement vulnérables à l'impact du fait de la création de larges délaminages réduisant de beaucoup leur résistance en compression. Leur utilisation largement répandue est la raison du fort intérêt qu'ils ont et qu'ils continuent de susciter. Leurs mécanismes d'endommagement lors de l'impact et conduisant à leur ruine en CAI sont maintenant bien connus. En revanche, la prévision de leurs performances résiduelles en CAI reste encore aujourd'hui un point dur. Des approches fondées sur la mécanique continue de l'endommagement et des modèles d'interface comme des zones cohésives semblent être la voie la plus adaptée pour du calcul de structure prédictif. Cependant ces modèles présentent des difficultés numériques liées notamment à l'utilisation des méthodes de zones cohésives lors d'une modélisation fortement non linéaire comme l'impact. La prévision des performances résiduelles de stratifiés à partir d'une modélisation de l'impact est une pratique récente. Une telle stratégie permet d'augmenter les possibilités et le caractère prédictif par rapport à des approches présupposant l'endommagement d'impact pour prévoir les performances résiduelles. Cependant les temps de calculs, la taille des problèmes et leur résolution dans des solveurs explicites, rendent l'utilisation en milieu industriel de ces méthodes encore délicate.

Afin d'améliorer la faible tenue à l'impact des stratifiés UD, des matériaux stratifiés renforcés dans l'épaisseur ont été développés. Ils se présentent par exemple sous la forme de stratifiés dont les plis sont composés de torons tissés. Le tissage donne au toron une ondulation et donc une certaine orientation dans la direction hors-plan. Cela permet à ces matériaux d'absorber plus d'énergie et de limiter le délaminage par rapport aux UD. En revanche les propriétés mécaniques planes se trouvent affectées par leur architecture et leur procédé de fabrication. De plus, bien qu'ils soient plus tolérants aux dommages que les stratifiés UD, la présence de délaminage les rend tout de même sensibles à la CAI. Les mécanismes de ruine en CAI sont d'ailleurs sensiblement les mêmes que pour les stratifiés UD et leur modélisation est traitée manière similaire.

Les matériaux tissés interlocks constituent une alternative prometteuse pour des structures exposées à l'impact. En effet, ces matériaux intègrent une architecture tridimensionnelle qui permet de maintenir l'ensemble des couches entre elles, les rendant particulièrement tolérants aux dommages d'impact en raison notamment de l'absence de délaminage étendu. De plus, leur procédé de fabrication permet de manipuler des préformes sèches souples et de les infuser par RTM pour former directement des structures de formes complexes et avec moins de liaisons (boulons, colle, ...). En revanche, peu d'études portent sur ces matériaux dont les applications sont récentes. Leur mécanismes d'endommagement en particulier au cours de l'impact n'ont pas été suffisamment investigués. Il est surtout notable que les études sur ces matériaux abordent la problématique de la même manière que pour les stratifiés UD. Les mêmes moyens sont utilisés et la compression après impact reste la préoccupation majeure comme en attestent les quelques études disponibles. Pourtant les mécanismes d'endommagement résultant de l'impact étant très différents (absence de larges délaminages), il semblerait pertinent de repenser certaines approches classiques et d'étudier par exemple la traction après impact. D'un point de vue modélisation des performances résiduelles, aucune étude n'a pu être trouvée. Bien que ces matériaux présentent un endommagement à caractère plus diffus et sont donc bien adaptés à la mécanique continue de l'endommagement, nous n'avons pas trouvé non plus dans la littérature de modèles macroscopiques spécifiques pour modéliser la sollicitation d'impact basse vitesse. Les modèles macroscopiques statiques sont également peu présents.

En dépit des avantages des composites interlocks pour la tenue à l'impact, il y a donc certains manques et lacunes pour un dimensionnement optimal de ces structures. Ces manques sont à l'origine de ces travaux de thèse. Ainsi une meilleure connaissance et une caractérisation précise des modes d'endommagement lors d'un impact responsables des pertes de propriétés sont d'abord à établir. Ensuite un élément clé mais peu présent à ce jour pour le dimensionnement est l'apport de la modélisation pour la prévision des performances résiduelles.

Chapitre II : Caractérisation expérimentale des mécanismes d'endommagements lors de sollicitations d'impact basse vitesse sur composite tissé interlock

Résumé :

Ce chapitre a pour but de mettre en évidence les différents mécanismes, encore mal connus pour certains, intervenant lors de l'impact sur les matériaux composites tissés interlocks à matrice organique. Pour cela, une analyse fine d'essais d'impact réalisés dans le cadre de cette thèse a été effectuée.

II.1 Introduction.....	56
II.2 Description des conditions expérimentales.....	57
II.2.1 Description du matériau interlock utilisé	57
II.2.2 Montage d'impact avec brides de serrage et fenêtre d'impact circulaire	57
II.2.3 Montage d'impact avec appuis simple sur rouleaux	61
II.2.4 Instrumentation pour l'analyse des essais	63
II.3 Compréhension des mécanismes d'endommagement.....	65
II.3.1 Comportement global à l'impact.....	65
II.3.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée.....	70
II.3.3 Les endommagements dus à l'impact	74
II.3.4 Répartition et morphologie de l'endommagement	79
II.4 Influence du tissage	81
II.4.1 Comportement global à l'impact avec l'interlock alternatif.....	81
II.4.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée avec l'interlock alternatif.....	82
II.4.3 Les endommagements dus à l'impact avec l'interlock alternatif	83
II.5 Influence des conditions aux limites	84
II.5.1 Comportement global à l'impact.....	84
II.5.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée.....	86
II.6 Comparaison d'un chargement quasi statique et d'un chargement dynamique.....	88
II.6.1 Comportement global	88
II.6.2 Les mécanismes d'endommagements	89
II.6.3 L'empreinte résiduelle.....	90
II.7 Synthèse.....	90

II.1 Introduction

Comme cela a été vu dans l'état de l'art, le choix du tissage des matériaux tissés interlocks a pour but d'améliorer la tenue à l'impact des composites, comparativement aux stratifiés usuels, en empêchant l'apparition de grands délaminages. Ainsi, les études, précédemment citées (Chiu, Lai & Wu 2004), (Kergomard, Dau & Heimbs 2011), (Troussel et al. 2011), ont déjà mis en évidence les modes et les scénarii d'endommagement pour des matériaux tissés interlocks soumis à de l'impact basse vitesse. Cependant, elles ont été réalisées pour des interlocks particuliers (épaisseur donnée, tissage donné, ...) ou dans des conditions expérimentales spécifiques (conditions aux limites données, utilisation d'un impacteur mou, ...) et restent trop peu nombreuses pour établir des généralités sur les matériaux tissés interlocks CMO. C'est la raison pour laquelle des essais d'impact sur les composites tissés interlocks fournis par le groupe SAFRAN (Snecma et Messier-Bugatti-Dowty) ont été réalisés dans le cadre de cette étude, afin de caractériser les différents mécanismes d'endommagement intervenant lors de sollicitations d'impact. Il s'agit d'essais d'impact basse vitesse (<6 m/s) représentatifs de chocs, tels qu'une chute d'outil ou d'objet. Ils ont été effectués à l'Onera par P. Paulmier à l'aide de la tour d'impact Dynatup 8250 de Instron présentée au chapitre précédent concernant les moyens d'essais utilisés pour l'impact.

L'objectif de ce chapitre est d'enrichir la connaissance générale du comportement à l'impact dans le domaine des basses vitesses des matériaux interlocks et en particulier de mettre en évidence les modes d'endommagement ayant lieu lors d'impacts, pour des matériaux interlocks industriels de nouvelle génération proche de matériaux pouvant être utilisés pour des applications structurales aéronautiques.

En l'absence de larges délaminages continus, comme cela peut être observé au sein de composites stratifiés soumis à un impact, la compréhension des mécanismes d'endommagements spécifiques aux matériaux tissés interlocks est nécessaire car ils sont à l'origine de la perte de performances des structures sous sollicitations statiques post-impact. L'étude des performances statiques résiduelles post-impact est l'objectif final de ce travail de thèse et conditionne toute la démarche mise en place. De plus, afin de proposer une modélisation robuste et prédictive, il est nécessaire que cette dernière repose sur une base physique solide lui conférant un large domaine de validité. Les choix faits et exposés dans la suite de ce mémoire, en termes de modélisation, prennent donc leurs origines dans les observations expérimentales réalisées dans ce chapitre.

Au début de ce chapitre, les composites tissés interlocks utilisés pour l'étude sont décrits ainsi que les conditions expérimentales des essais d'impact effectués. Une analyse approfondie des essais d'impact utilisant un montage d'encastrement circulaire a été réalisée. Une analyse globale des essais a d'abord été effectuée afin de caractériser le comportement à l'impact de l'interlock et d'établir des relations empiriques classiquement établies pour les stratifiés (utilisées dans le cadre de routines d'inspection) entre les différentes grandeurs caractéristiques de l'impact (force, déplacements, énergie incidente, taille et profondeur d'empreinte résiduelle, étendue de l'endommagement interne). Une caractérisation du type d'endommagement, de sa répartition et de sa morphologie, à l'aide d'observations microscopiques et de micro-tomographies, a ensuite été entreprise. De plus, une analyse comparative des résultats obtenus avec deux matériaux interlocks différents a permis de définir l'influence du tissage sur les mécanismes d'endommagement lors de

l'impact basse vitesse. L'influence des conditions aux limites a également été étudiée à l'aide d'essais d'impact complémentaires avec des éprouvettes en appuis simples sur des rouleaux. Enfin, un essai de poinçonnement quasi statique a permis de vérifier l'influence du mode de chargement (quasi statique vs. dynamique basse vitesse).

II.2 Description des conditions expérimentales

II.2.1 Description du matériau interlock utilisé

Le matériau étudié est un composite interlock fourni par le groupe SAFRAN et est composé de torons de fibres de carbone et d'une matrice organique époxy. L'architecture du matériau est confidentielle. Elle est déséquilibrée puisque le ratio de torons de chaîne est différent du ratio de torons de trame. Le matériau présente une épaisseur moyenne relativement importante de 11,1 mm, comparativement à celle des matériaux de la littérature de l'ordre de 3 mm dans (Kergomard, Dau & Heimbs 2011) ou (Trousset et al. 2011). Du fait de la taille des constituants (torons) et du pas de tissage, le volume élémentaire représentatif (VER) du matériau est également important (longueur de quelques dizaines de millimètres). Ce matériau interlock est appelé *interlock (ou matériau) de référence* par la suite.

Nous disposons également d'un second matériau interlock pour cette étude. Ce second matériau, noté *interlock (ou matériau) alternatif* par la suite, utilise les mêmes constituants mais présente un tissage et un ratio de torons chaîne et trame différent de l'interlock de référence. Il est lui aussi déséquilibré et présente une épaisseur moyenne de 9,5 mm. Le VER du matériau alternatif est légèrement plus grand que celui du matériau de référence.

II.2.2 Montage d'impact avec brides de serrage et fenêtre d'impact circulaire

II.2.2.1 Principe du montage et éprouvettes

Les essais d'impact de cette thèse ont été réalisés avec deux montages différents afin d'étudier l'influence des conditions aux limites sur la réponse à l'impact. Un premier **montage à brides circulaires** a été utilisé pour réaliser l'analyse approfondie des mécanismes d'endommagement à l'impact et un second **montage avec appuis sur rouleaux**, plus adapté aux sollicitations post-impact impact, a servi à l'étude des performances résiduelles.

Le montage composé de brides de serrage avec fenêtre circulaire a d'abord été considéré. Il est représenté sur la Figure 40. Il dispose d'un système de cales en acier pour maintenir l'éprouvette en place et d'un système de seize vis pour serrer les brides et répartir les efforts de manière la plus homogène possible. La fenêtre circulaire laissée libre a un diamètre de 70mm. Ce montage présente l'avantage d'avoir des conditions aux limites mieux maîtrisées qu'avec les autres montages (montage avec pinces sauteuses, appuis sur rouleaux) et donc permet *a priori* une certaine maîtrise et

répétabilité des essais, ainsi qu'une modélisation avec des incertitudes réduites sur les conditions d'essais. L'autre avantage important des brides de serrage est que les éprouvettes nécessaires pour ce montage sont de dimensions réduites. Cela nous a permis de réaliser un certain nombre d'essais d'impact avec une quantité limitée de matière. Les éprouvettes adéquates pour ce montage, schématisées sur la Figure 41, sont de forme carrée de 100 mm x 100 mm, d'épaisseur moyenne 11,1 mm (épaisseur du matériau fourni). Aucun des sens chaîne et trame n'est donc privilégié pour ces essais d'impact avec le montage circulaire. Douze éprouvettes de ce type, utilisant l'interlock de référence, ont été découpées, ainsi que quatre éprouvettes dans le matériau interlock alternatif présentant un tissage différent (épaisseur moyenne de 9,5 mm pour ce matériau).

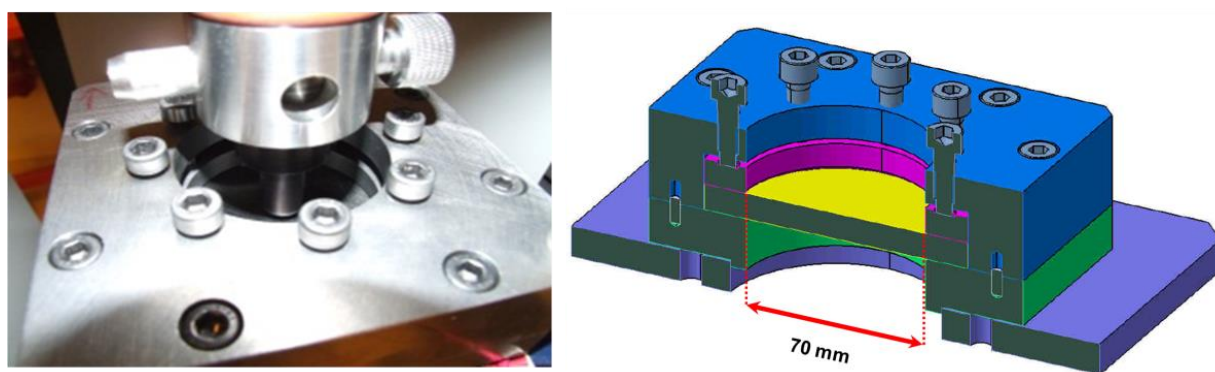


Figure 40 : Schéma du montage encastrement à fenêtre circulaire disponible à l'Onera

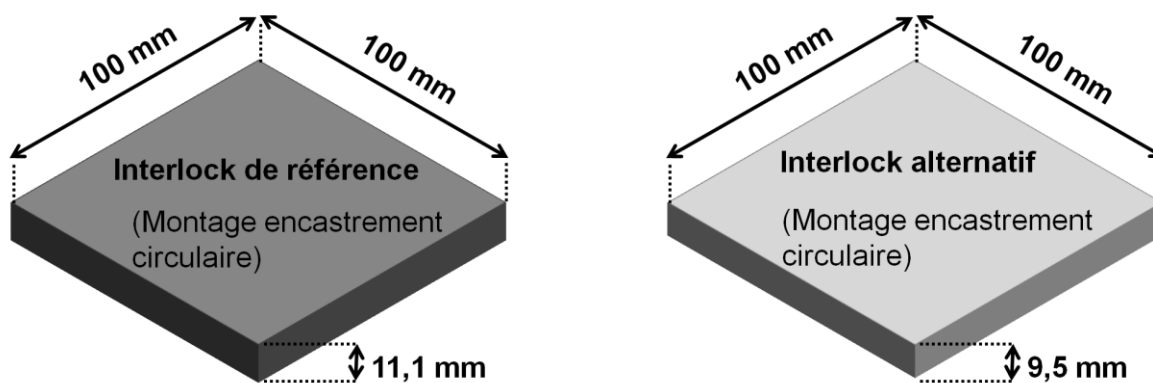


Figure 41 : Géométrie des éprouvettes utilisées pour les essais d'impact avec brides de serrage

Les épaisseurs des échantillons sont imposées par le fournisseur SAFRAN et sont assez importantes (de l'ordre de 10 mm). Le diamètre de la fenêtre d'impact de 70 mm est également imposé par le montage disponible à l'Onera. Ce diamètre est faible au vu de l'épaisseur du matériau et du diamètre de l'impacteur. Il en résulte un montage d'une rigidité très importante et pas nécessairement représentatif de cas industriels. Néanmoins, l'objectif est dans un premier temps de caractériser les mécanismes d'endommagement à l'impact, mal connus pour ce matériau, puis d'être capable de les décrire par simulations éléments finis.

Ce montage d'impact avec brides de serrage a servi à l'analyse des mécanismes d'endommagement dus à l'impact basse vitesse/ basse énergie. L'épaisseur des échantillons et le diamètre de la fenêtre circulaire étant fixés, le dimensionnement a donc consisté pour ce montage à définir les énergies d'impact permettant d'obtenir différentes étendues et densités d'endommagements.

II.2.2.2 Dimensionnement des essais d'impact avec encastrement circulaire

Un impacteur en acier de forme hémisphérique a été utilisé. Deux diamètres d'impacteurs hémisphériques sont disponibles à l'Onera (16 mm et 40 mm). Des essais préliminaires d'impact sur interlock épais ont montré que l'impacteur de diamètre 16 mm a tendance à indenter la matière et à générer un endommagement très localisé. C'est pourquoi nous avons retenu **l'impacteur de diamètre 40 mm** afin de limiter l'effet de la localisation de l'impact (sur un toron ou dans une zone de matrice) avec un impacteur de diamètre important. Aucune précaution particulière n'a été prise pour laisser tomber l'impacteur sur un toron ou sur la matrice. La faible dispersion des résultats d'essais présentés dans la suite de ce chapitre montre que le choix d'un diamètre important de l'impacteur a permis de s'affranchir de l'influence de la localisation de l'impact.

La tour d'impact utilisée permet d'atteindre des énergies incidentes allant du joule à 300 J environ. L'énergie incidente est donnée par la vitesse et la masse du système tombant. Pour tous les essais d'impact, nous avons fait le choix de garder une **masse constante à 14,8 kg** et de faire varier l'énergie en modifiant uniquement la vitesse. La vitesse est donnée par la hauteur du système tombant (avec l'accélération due à la gravité) mais pour dépasser 100 J d'énergie incidente avec la masse fixée, il est nécessaire de donner au système une accélération initiale avec un système de ressorts. L'étude des dommages induits par impact à vitesse constante en faisant varier la masse n'a pas été traitée expérimentalement dans cette thèse (en raison de la quantité limitée de matière), mais un certain nombre de simulations ont été effectuées pour appréhender les différences induites en faisant varier la vitesse ou la masse de l'impacteur. Comme constaté dans la littérature pour les composites stratifiés d'unidirectionnels (Guillaumat 2000), (Olsson 2000), (Westphal et al. 2011) le couple masse/vitesse influe notamment sur la durée du temps de contact. La variation de l'énergie d'impact par variation de la masse de l'impacteur à vitesse constante entraîne une augmentation du temps de contact entre l'éprouvette et l'impacteur (Figure 42), ce qui a tendance à augmenter l'empreinte résiduelle après impact (Westphal et al. 2011).

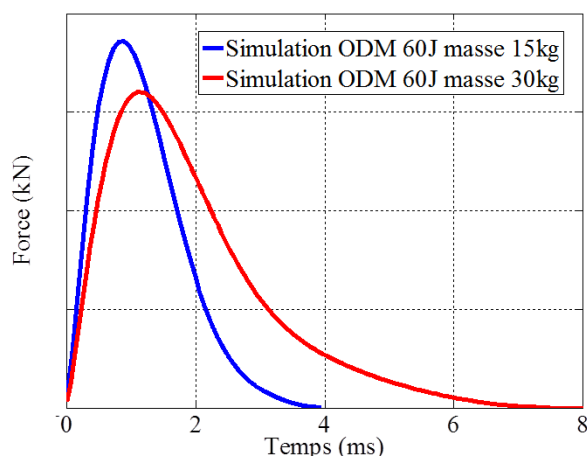


Figure 42: Etude par simulation de l'influence de la masse sur la réponse à l'impact à énergie constante avec le montage d'encastrement circulaire (avec le modèle ODM_v5 présenté dans la suite de ce mémoire)

Les niveaux d'énergie pour les essais avec le montage d'encastrement circulaire ont été choisis de manière à générer suffisamment d'endommagement sur une large zone, tout en n'atteignant pas les bords de la fenêtre circulaire pour éviter les interactions. La gamme d'énergies nécessaire pour générer de l'endommagement dans ces matériaux récents et de forte épaisseur n'était pas triviale à déterminer au début de l'étude. En effet, des essais préliminaires menés à l'Onera ont montré la difficulté à générer de l'endommagement dans ces interlocks épais avec les gammes d'énergies classiques (de l'ordre de la dizaine de joules pour des stratifiés « fins »). C'est pourquoi nous avons essayé de pré-dimensionner les essais avec des simulations éléments finis, afin d'optimiser le nombre d'essais (la quantité de la matière étant limitée). Ces simulations d'impact ont été réalisées avec une loi de comportement élastique pour l'interlock. Des critères d'amorçage des dommages matriciels (fissuration matricielle plane ou décohésion inter-torons), du modèle ODM_CMO_V05 présenté dans la suite de ce mémoire, ont été appliqués en tout point de Gauss en post-traitement de ces simulations élastiques, pour donner une estimation des zones endommagées. Les seuils d'endommagement dans le plan sont supposés représentatifs des endommagements dans le plan déterminés lors de chargements statiques, ces informations étaient disponibles pour ce matériau lors d'études précédentes (Rakotoarisoa 2013). En revanche, les critères d'amorçage pour les décohésions inter-torons n'étant pas identifiés au début de l'étude, les résultats obtenus ont seulement pu permettre d'obtenir une première estimation très large des énergies incidentes à utiliser. La zone endommagée projetée pour différents niveaux d'énergie a été approchée par une forme elliptique, comme montré sur la Figure 43. Les simulations ont permis d'estimer qu'à moins de 50 J, les zones endommagées devraient être petites et qu'il était *a priori* possible de monter à des niveaux d'énergies jusqu'à 200 J sans obtenir une zone endommagée s'étalant jusqu'aux bords de la zone libre.

Du fait de ces résultats, nous avons décidé de commencer les essais d'impact avec une énergie incidente de 60 J et d'adapter le reste des énergies incidentes en fonction des résultats des zones endommagées observées (par contrôle ultrasonore et observations microscopiques). Au final, **quatre niveaux d'énergie incidente ont été testés (60 J, 100 J, 150 J, 210 J) soit des vitesses incidentes de**

(2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s) avec la masse choisie. Les essais ont chacun été répétés trois fois pour obtenir une estimation de la dispersion expérimentale.

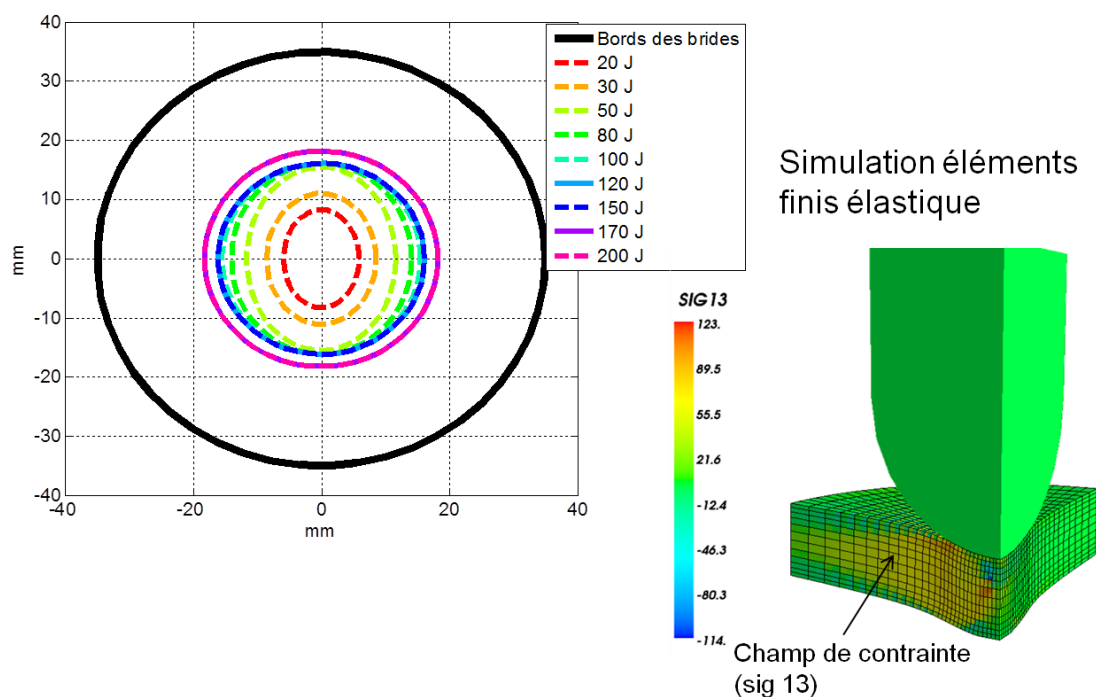


Figure 43 : Estimation des zones endommagées par calculs éléments finis avec un critère d'endommagement défini à partir du modèle ODM_CMO_V05 et en approximant la zone endommagée par une ellipse (montage d'encastrement circulaire)

II.2.3 Montage d'impact avec appuis simple sur rouleaux

II.2.3.1 Principe du montage

Des essais ont également été réalisés en impactant des éprouvettes en appuis linéiques sur des rouleaux. Ce second montage, également évoqué au chapitre précédent, est présenté sur la Figure 44. Le but de ce montage est (i) d'une part de tester un autre jeu de conditions aux limites pour vérifier l'influence de celles-ci sur les scénarii d'endommagement, (ii) d'autre part de tester des éprouvettes pouvant ensuite être sollicitées en statique post-impact pour mesurer les performances résiduelles. Ce montage présente également l'intérêt d'être beaucoup moins raide que le précédent et d'être plus représentatif des problèmes industriels.

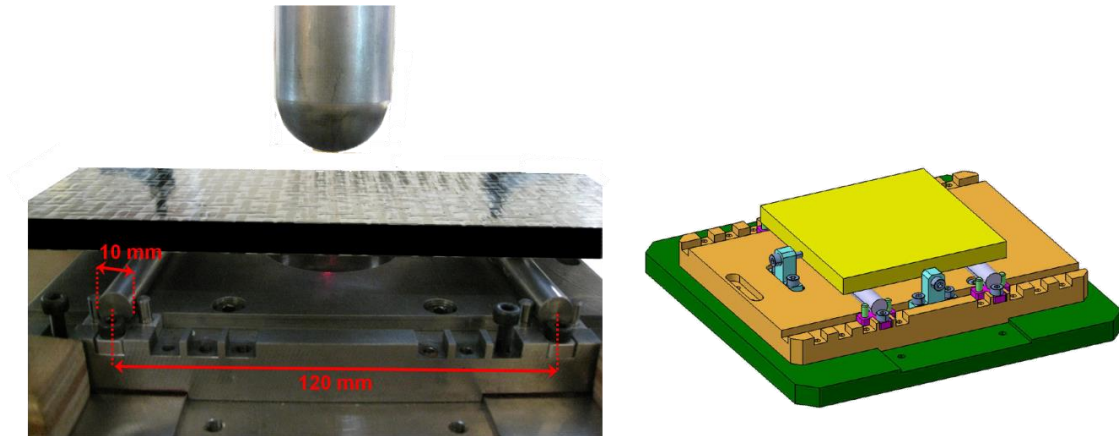


Figure 44 : Montage d'appuis sur rouleaux utilisé à l'Onera

Des rouleaux en acier de diamètre 10 mm sont posés dans des encoches sur un support métallique. Ces rouleaux sont laissés libres de tourner dans leurs encoches au cours de la sollicitation. Le support métallique est perforé en son centre pour permettre le passage de l'instrumentation sous l'éprouvette. Les essais ont été réalisés avec un écartement entre les axes des rouleaux de 120 mm. Les éprouvettes impactées avec ce montage sont les éprouvettes dont les performances statiques résiduelles vont ensuite être déterminées expérimentalement. Elles sont de géométrie rectangulaire et deux dimensions ont été utilisées (Figure 45). Les éprouvettes destinées à être testées en Compression Après Impact (CAI) présentent une longueur de 260 mm et une largeur 70 mm. Les éprouvettes destinées à être testées en Traction Après Impact (TAI) ont des dimensions de 260 mm de longueur et 50 mm de largeur. La largeur de ces éprouvettes pour la TAI a dû être revue et limitée à 50 mm en raison de la capacité machine trop juste en traction. L'épaisseur est toujours celle imposée par le matériau (11,1 mm). La découpe a été faite pour obtenir la direction de chaîne dans le sens de la longueur de l'échantillon. En effet, le matériau étant conçu pour travailler principalement dans le sens de la chaîne dans les structures aéronautiques, cette direction a été privilégiée pour l'étude des performances statiques post-impact (le nombre d'éprouvettes étant limité).

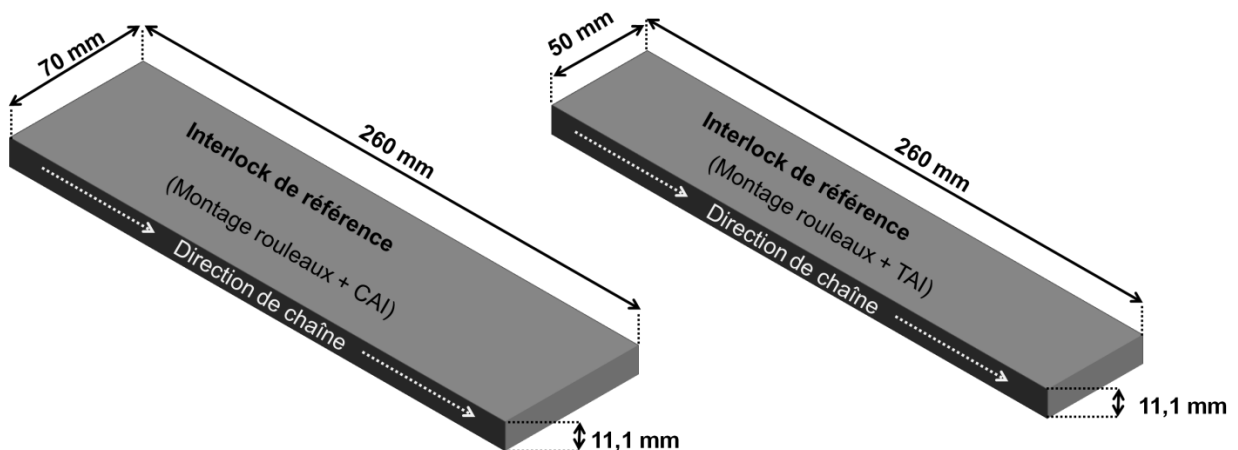


Figure 45: Géométrie des éprouvettes d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux

II.2.3.2 Dimensionnement des essais d'impact en appuis sur rouleaux

Le dimensionnement de ce montage est plus délicat que le précédent car la distance entre les rouleaux inférieurs doit être adaptée en fonction de l'énergie d'impact pour éviter d'obtenir des flèches trop importantes, ce qui complexifierait notablement les simulations éléments finis. Plusieurs choix pour l'écartement des axes des rouleaux sont possibles avec ce montage (de 50 mm à 150 mm). Un écartement assez large de 120 mm a été retenu du fait de l'épaisseur assez importante des échantillons pour avoir un montage assez souple. Ce choix s'est également appuyé sur des simulations éléments finis pour dimensionner les essais de manière à générer suffisamment d'endommagement (afin d'observer par la suite une baisse significative des performances résiduelles) et pour vérifier que la flèche soit plus petite que la flèche maximale autorisée par le montage. Tout comme pour le montage précédent, les simulations éléments finis ont surtout permis de déterminer un domaine d'énergies incidentes. Un essai à 50 J a d'abord été réalisé et a été analysé par contrôle ultrasonore pour déterminer l'étendue de l'endommagement interne. La zone endommagée observée semble plus rectangulaire qu'elliptique. De plus, une fissure de surface perpendiculaire aux bords de la largeur est observée sur les éprouvettes pouvant expliquer cette forme rectangulaire et masquer l'endommagement interne. Les calculs de pré-dimensionnement montrent que l'endommagement matriciel interne resterait elliptique. Des essais à 40 J, 70 J et 80 J ont ensuite été effectués. L'ensemble de ces essais a été fait à la fois sur les éprouvettes de largeur 50 mm et de largeur 70 mm pour être testées par la suite respectivement en traction ou en compression. Plutôt que de répéter trois fois chaque niveau d'énergie, résultant en un faible nombre de niveaux d'énergie testés, il a été décidé de tester plusieurs niveaux d'énergie (une éprouvette par niveau) et d'estimer la dispersion sur les essais directement à partir de la courbe d'évolution des performances résiduelles.

II.2.4 Instrumentation pour l'analyse des essais

Dans cette section, les différents moyens de mesures et les informations qu'ils permettent d'obtenir sont rappelés. On notera que les moyens mis en œuvre ont pour but principal d'étudier les différents types d'endommagements présents dans l'éprouvette, leur morphologie, leur répartition spatiale (aussi bien en surface que dans le volume) et leurs effets sur la réponse de la structure testée.

L'étude des essais d'impact commence par l'analyse de l'évolution de la force de contact entre la plaque et l'impacteur et du déplacement hors-plan de la plaque pendant la durée de l'essai. Ces informations permettent d'estimer la rigidité de la structure (montage et éprouvette), l'énergie dissipée et éventuellement la création d'endommagement durant l'essai (au travers du changement de rigidité ou de la chute brutale de la force). Pour l'acquisition des données expérimentales, un **capteur de force, situé dans le cylindre de l'impacteur**, a été utilisé, comme montré sur la Figure 46. Par intégration de cette mesure de force, un déplacement théorique de l'impacteur durant l'essai est calculé. En effet, connaissant la force de contact F sur l'impacteur et la vitesse incidente v_0 à l'instant initial t_0 de l'impact, le déplacement d de l'impacteur est calculé par le logiciel associé à la machine d'essai avec les relations suivantes :

$$mg - F = m\ddot{d} \quad (\text{Seconde loi de Newton})$$

$$\dot{d} = \int_{t_0}^t \ddot{d}(\tau) d\tau + v_0$$

$$d(t) = \int_{t_0}^t \dot{d}(\tau) d\tau$$

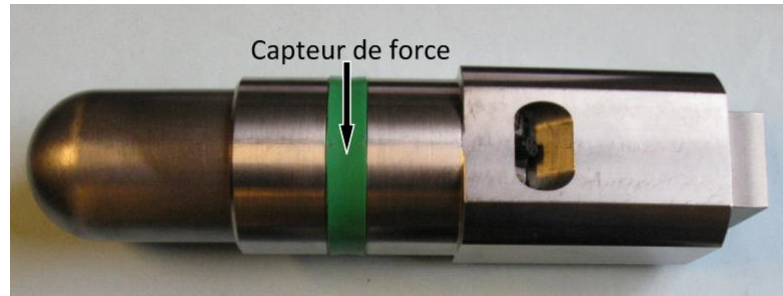


Figure 46 Impacteur de diamètre 40 mm avec cellule de force.

Un capteur de déplacement par mesure laser et sans contact est également positionné sous la face opposée à l'impact pour mesurer le déplacement du point central de la plaque. Cependant, les mesures obtenues avec ce capteur laser ont montré certaines incohérences (durée et valeurs de la mesure) et ont donc été difficiles à exploiter. Ce système requiert de coller un morceau d'aluminium au centre de la face opposée à l'impact pour renvoyer le faisceau laser. Le décollement de ce morceau d'aluminium au cours de l'essai semble être responsable des incohérences observées.

Une fois l'essai réalisé, des conséquences immédiates de l'impact peuvent être observées visuellement, comme la présence d'une empreinte résiduelle en surface de la plaque. Lors de l'inspection d'une pièce en service, cette empreinte permet de suspecter ou non la présence d'endommagements internes susceptibles d'être préjudiciables pour les performances de la structure. Pour caractériser l'empreinte résiduelle (taille et profondeur), des **mesures optiques par stéréo-corrélation d'images** ont été réalisées, comme évoqué lors du chapitre I, afin d'obtenir les géométries en surface (position en X, Y et Z) de l'empreinte après impact. Comme cela a été précisé dans le chapitre précédent, la stéréo-corrélation d'images nécessite la mise en place d'un mouchetis peint, qui est effectué après l'essai d'impact sur la face impactée, pour corrélérer les images provenant des deux caméras et déterminer la surface. Pour certaines éprouvettes, la mesure de l'empreinte a été réalisée à plusieurs temps après impact dans le but d'observer la relaxation de la profondeur d'empreinte au cours du temps.

Une manière de relier cette empreinte résiduelle (indicateur visuel pouvant être utilisé lors d'inspections de contrôle sur pièces) à un endommagement interne est de mesurer l'étendue de l'endommagement interne dans le matériau avec une **technique de contrôle non destructive ultrasonore**. Cette technique, présentée également au chapitre précédent et utilisée classiquement pour les stratifiés d'unidirectionnels car bien adaptée à la détection de larges délaminages, a été

utilisée pour obtenir la projection plane de l'endommagement résultant de l'impact pour les matériaux interlocks. On peut ainsi estimer l'évolution de la surface endommagée projetée dans le plan avec l'énergie incidente et l'associer à une profondeur ou une taille d'empreinte résiduelle. Les contrôles ultrasonores ont été effectués en réflexion, c'est-à-dire que l'onde acoustique est émise sur une face du matériau et le signal de sortie est enregistré par un capteur situé sur la même face (après réflexions des ondes incidentes). Toutefois, ce moyen de mesure n'est pas réellement adapté aux matériaux interlocks considérés dans cette étude. En effet, étant données l'épaisseur importante et l'architecture complexe des matériaux utilisés, il n'est pas possible d'obtenir une vision claire de la répartition de l'endommagement comme cela peut être le cas pour les stratifiés d'unidirectionnels de faibles épaisseurs. Pour les éprouvettes interlocks testées, l'écho de fond du signal (signal réceptionné provenant de la réflexion du signal envoyé sur la face opposée ou sur un défaut) est difficile à obtenir en raison des épaisseurs importantes et du nombre important de réflexions qu'un défaut peut occasionner. Ainsi, nous avons choisi de considérer une information binaire sur la présence ou non d'endommagement. Dans les zones où un écho de fond est capté, le matériau est considéré comme sain alors que l'absence de cet écho de fond indique la présence probable d'un défaut.

Les analyses présentées précédemment permettent d'obtenir des informations générales sur les conséquences de l'impact et des endommagements induits. Une compréhension plus fine des mécanismes d'endommagement s'établissant durant l'impact est toutefois nécessaire. Afin de caractériser l'endommagement et de déterminer quels sont les types de défauts générés et leur répartition, certaines des éprouvettes ont été découpées au travers de la zone endommagée (à 0°, 45° et 90°), polies, puis observées au **microscope optique**. Les faces ont été balayées et l'image de la face complète a été reconstruite avec le logiciel ICE (Image Composite Editor). Enfin, les différents défauts ont été mis en évidence optiquement et pour des raisons pédagogiques ont été coloriés avec le logiciel GIMP.

Enfin, les découpes et les observations microscopiques fournissent une information plane de la répartition de l'endommagement. Or l'architecture complexe de l'interlock rend difficile l'extrapolation de la forme de l'endommagement hors du plan de coupe et la morphologie tridimensionnelle de l'endommagement conditionne les mécanismes de ruine lors de sollicitations statiques post-impact (anisotropies induites au sein de l'éprouvette impactée, lieu des premiers réamorçages de fissures, etc.). Afin d'avoir une idée de cette répartition tridimensionnelle, certaines éprouvettes ont été passées au **micro-tomographe** de Safran Composites. Des méthodes de détection automatique des fissures développées à l'Onera ont été utilisées ici pour extraire la forme volumique de l'endommagement.

II.3 Compréhension des mécanismes d'endommagement

II.3.1 Comportement global à l'impact

Les réponses *force de contact / temps* obtenues pour les différentes énergies avec le montage d'encastrement circulaire sont présentées sur la Figure 47. Il s'agit des réponses brutes issues du

capteur de force. Ces courbes présentent des oscillations de deux types dont les périodes sont clairement distinctes: (i) des oscillations de périodes courtes et (ii) des oscillations de grandes périodes.

Les oscillations de petites périodes (de l'ordre de 0,08 ms) sont classiquement observées sur les essais d'impact, les ondes se propageant dans les différents matériaux notamment dans l'impacteur ce qui aboutit à ces oscillations sur les réponses globales. Les oscillations de plus grandes périodes (de l'ordre de 0,6 ms) sont moins habituelles. Elles sont plus nettement visibles pour les hauts niveaux d'efforts (proche du pic d'effort maximal).

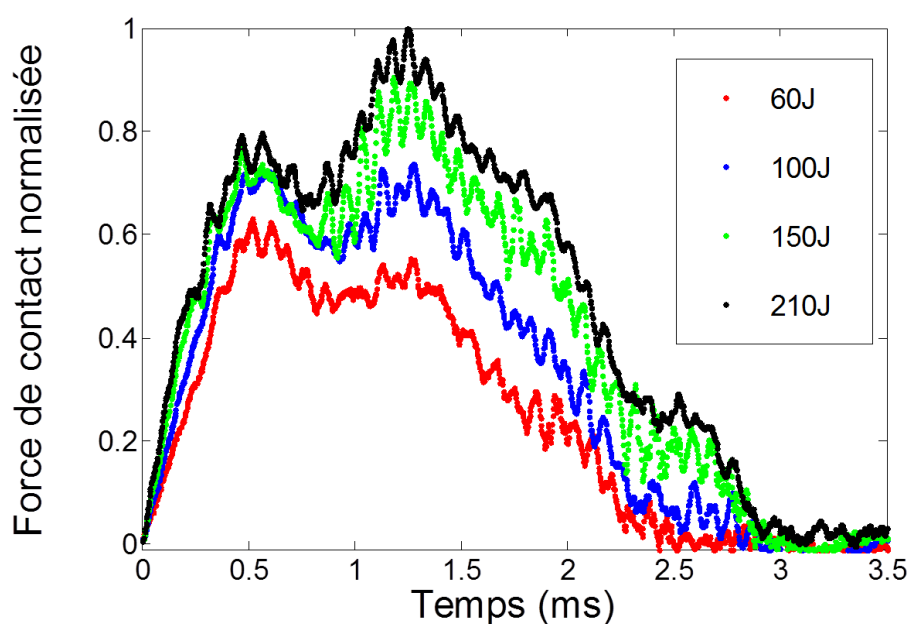


Figure 47 : Réponses force/temps pour les essais avec montage d'encastrement circulaire (interlock de référence).
Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg

Pour mettre plus en évidence ces oscillations de grande période, la Figure 48 présente le signal traité correspondant au signal brut auquel le signal moyen obtenu par moyenne glissante (produit de convolution avec une gaussienne) a été soustrait. Bien que nous n'ayons pu le démontrer de façon irréfutable, nous attribuons ce phénomène oscillatoire à un mode de vibration du montage d'impact, étant donnée la forte raideur de ce dispositif (un mode de résonance du capteur d'effort pourrait également intervenir). Le caractère périodique et l'évolution progressive de ce phénomène nous indiquent qu'il n'est pas lié aux endommagements présents dans le matériau.

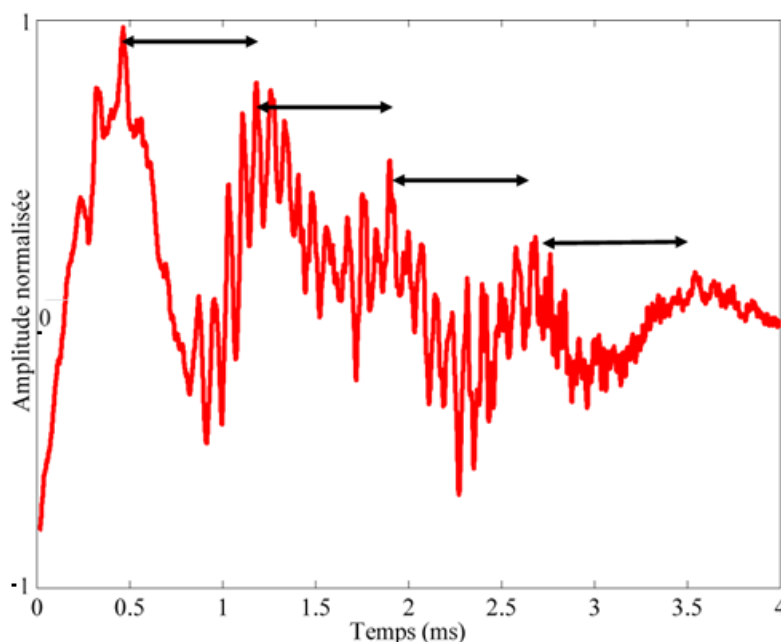


Figure 48 : Mise en évidence avec l'essai à 150 J des oscillations de grande période observées sur les réponses force/temps des essais d'impact avec montage d'encastrement circulaire.

On observe par ailleurs que la durée de la sollicitation varie peu pour les différentes énergies. En effet, cette durée de contact est principalement donnée par la rigidité du système (éprouvette et montage). L'influence de l'énergie est essentiellement visible sur la valeur du pic de force (effort maximal). Ce pic de force augmente linéairement avec l'énergie incidente dans la gamme d'énergie considérée (Figure 49). Contrairement à ce qui peut être observé pour les stratifiés, **aucune discontinuité forte du comportement**, pouvant être associée à des endommagements notables, n'a été observée. Comme cela a été mentionné dans le chapitre précédent, il n'y a pas de grands délaminages (ayant un effet brutal sur le comportement) pour les interlocks, ce qui pourrait expliquer l'absence de discontinuité du comportement observable sous la forme d'une chute d'effort et pourrait donc plaider en faveur d'un endommagement plutôt diffus (pas d'effet brutal sur le comportement) au sein du matériau. L'évolution linéaire du pic de force avec l'énergie incidente semble également indiquer que pour les énergies testées, il n'y aurait pas de mécanisme présent uniquement à certains niveaux d'énergie. Toutefois, il n'est pas possible de conclure avec les essais réalisés s'il existe ou non un niveau d'énergie seuil en dessous duquel aucun endommagement significatif n'est créé.

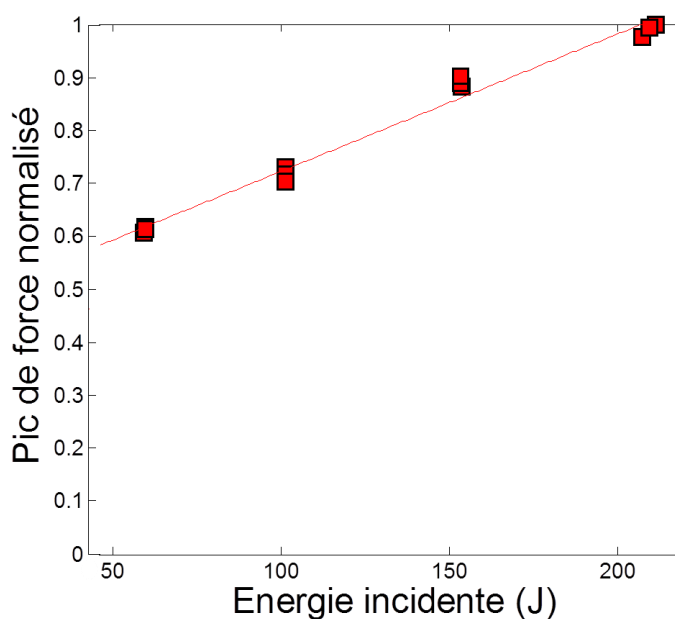


Figure 49 : Evolution du pic de force avec l'énergie incidente (montage encastrement circulaire avec interlock de référence)

Pour chaque niveau d'énergie, trois éprouvettes distinctes ont été testées afin d'évaluer la dispersion expérimentale. Le montage et les conditions aux limites considérées ont été choisis de manière à limiter cette dispersion. On observe effectivement sur la Figure 50 que les essais (ici 150 J) sont très répétables (sur la durée de la sollicitation, le pic de force et les phénomènes oscillatoires). Il convient de noter que cela a été le cas pour tous les niveaux d'énergie testés dans cette étude.

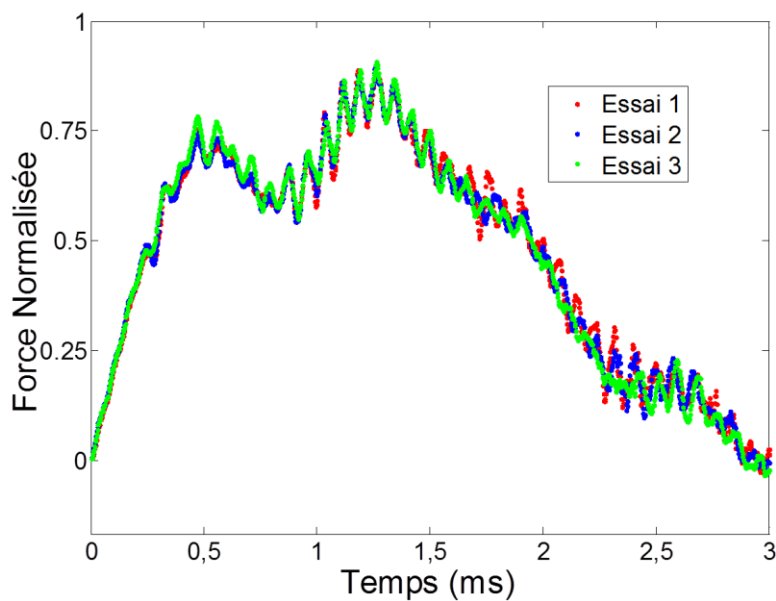


Figure 50 : Courbes force/temps pour les trois essais d'impact à 150 J (montage à encastrement circulaire avec interlock de référence). Vitesse incidente de 4,5 m/s

Les matériaux interlock semblent présenter une bonne capacité à dissiper l'énergie incidente d'impact. Cette énergie dissipée s'obtient en calculant l'aire sous la courbe *force de contact / déplacement de l'impacteur*, comme illustré sur la Figure 51. Dans le cas présent, le déplacement de l'impacteur n'a pas été mesuré mais calculé à partir de la mesure de la force.

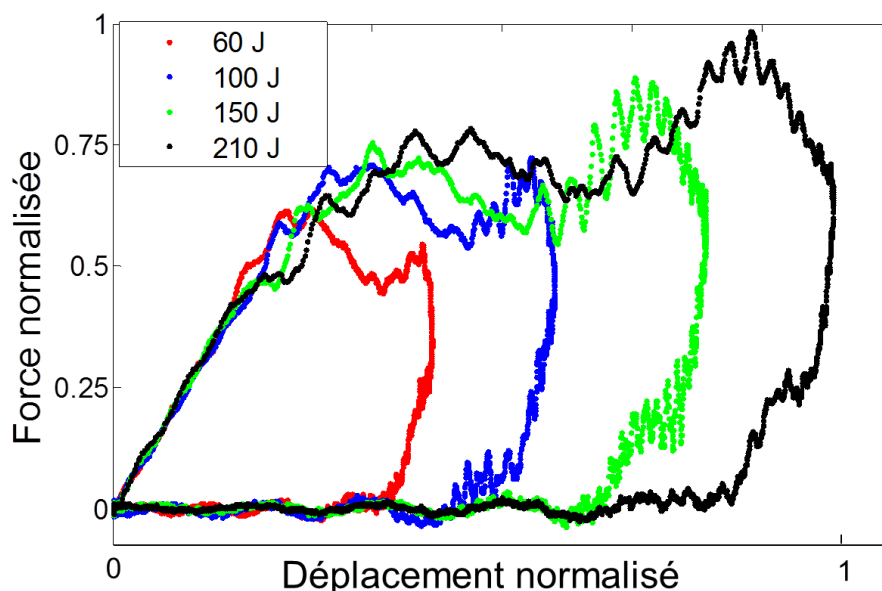


Figure 51 : Courbe force/déplacement pour les différentes énergies incidentes (montage à encastrement circulaire avec interlock de référence). Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg

L'énergie dissipée évolue également linéairement avec l'énergie incidente, comme illustré sur la Figure 52. On constate la **capacité des interlocks à dissiper fortement l'énergie** puisque une grande partie (environ 90%) de l'énergie incidente est dissipée, taux de dissipation rarement atteint pour les composites stratifiés (Troussset 2013). Cela signifie que très peu d'énergie incidente est rendue à l'impacteur. Cette grande dissipation d'énergie est probablement due aux différents mécanismes d'endommagement spécifiques à ce matériau. Toutefois, on peut remarquer sur les courbes de la Figure 51 la présence d'un plateau au sommet, où le déplacement de l'impacteur augmente fortement (s'enfonce dans l'éprouvette), alors que la force évolue peu. On peut alors associer ce plateau à la dégradation rapide de la rigidité, signe de l'établissement d'un endommagement significatif. L'évolution linéaire de l'énergie dissipée avec l'énergie incidente indique encore une fois des mécanismes *a priori* similaires pour tous les niveaux dans cette gamme d'énergies.

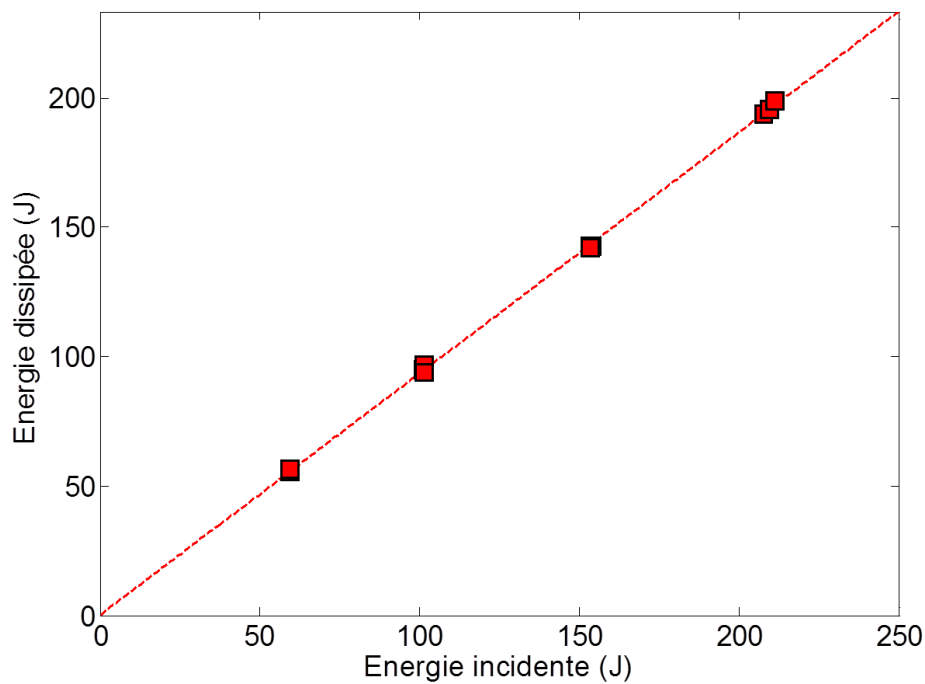


Figure 52 : Evolution de l'énergie dissipée en fonction de l'énergie incidente

II.3.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée

Nous nous intéressons ici à la quantification de la zone endommagée induite par un impact comme cela peut être entrepris dans un cadre d'inspection de structure. L'empreinte résiduelle en surface est le premier indicateur de la présence d'endommagement, puisque généralement seule cette empreinte est accessible lors d'une inspection de contrôle. La profondeur de l'empreinte sur les éprouvettes testées a été mesurée à partir des mesures de positions dans la direction hors-plan (enfoncement) effectuées sur la face impactée avec de la stéréo-corrélation d'images. Cette profondeur a été définie (Figure 53) comme étant la cote maximale (coins de l'éprouvette) moins la cote minimale (centre de l'impact) mesurées sur la face. On peut observer sur la Figure 54 que la profondeur de cette empreinte, mesurée 1h après l'impact, évolue linéairement avec l'énergie incidente (dans la gamme testée).

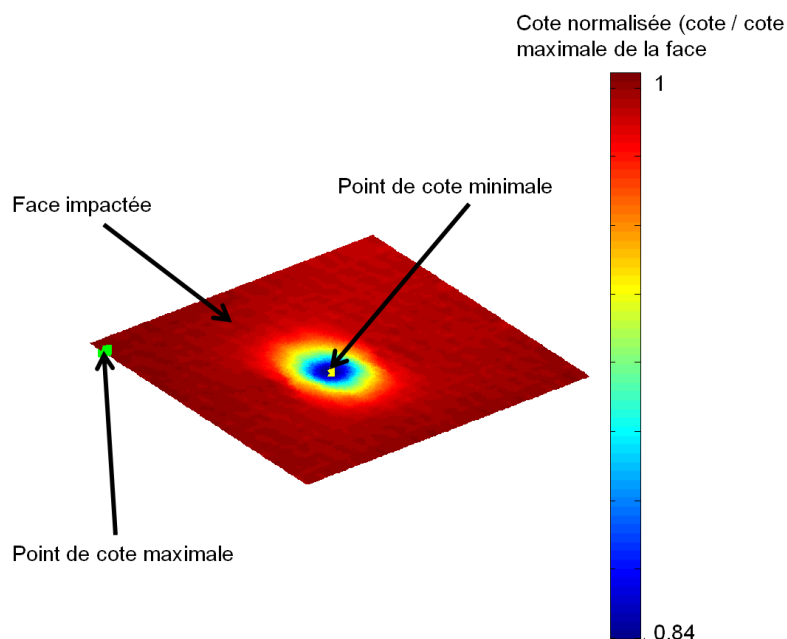


Figure 53 : Mesure par stéréo-corrélation d'images de la cote hors plan (normalisée ici) sur la face impactée (essai à 210 J) 3600 s après l'impact

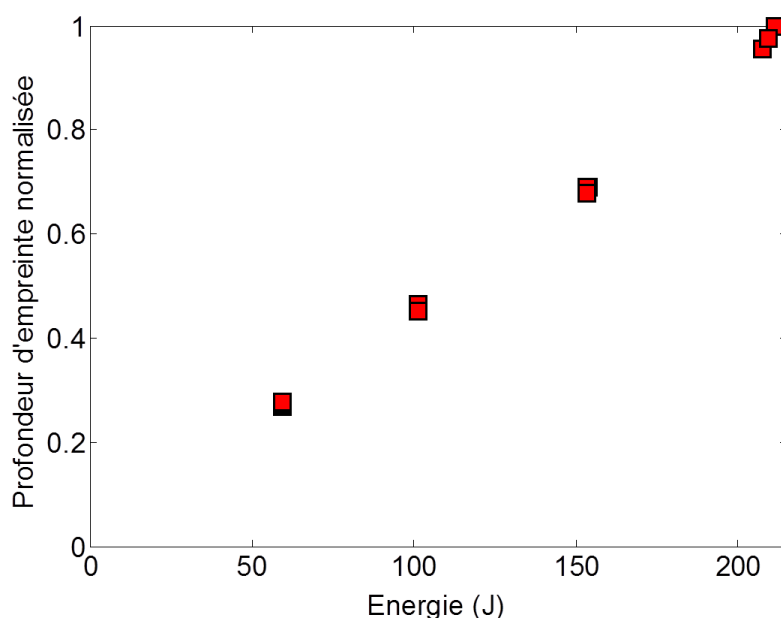


Figure 54 : Evolution de la profondeur de l'empreinte résiduelle 3600 s après impact avec l'énergie incidente d'impact

Cependant, au cours d'une inspection, la durée qui s'est écoulée depuis l'événement d'impact est inconnue. Nous avons donc voulu caractériser l'évolution de cette empreinte au cours du temps. Pour cela, nous avons mesuré la profondeur à différents instants pour trois des éprouvettes impactées à 60 J, 150 J et 210 J. Il peut exister une **relaxation de la profondeur d'empreinte**

(diminution par rapport à la profondeur initialement mesurée) avec le temps comme le montre la Figure 55. Ce comportement indique que le matériau présente une certaine **viscosité** (la matrice organique possédant un caractère visqueux, qui a déjà été mis en évidence pour ces matériaux lors d'essais de fluage (Rakotoarisoa 2013), (Hurmane 2015)). Cependant la relaxation observée reste relativement faible (moins de 10%) même pour les plus hauts niveaux d'énergie. Pour le plus faible niveau d'énergie, la relaxation observée est très faible. On peut considérer que dans la gamme d'énergies incidentes testées, la profondeur de l'empreinte est définitive à partir d'une vingtaine d'heures (soit une journée après l'impact).

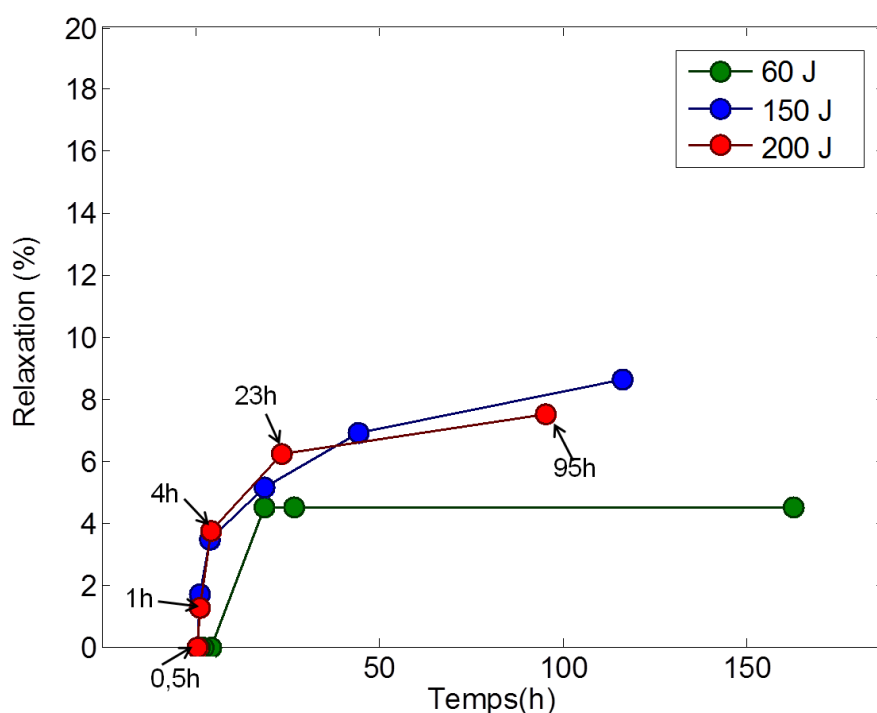


Figure 55 : Evolution de la profondeur de l'empreinte résiduelle avec le temps

Au-delà de cette durée, on peut toujours considérer, en première approximation, une évolution linéaire de la profondeur d'empreinte avec l'énergie incidente (Figure 56). L'évolution de la relaxation avec le temps montre que la plus grande partie de la relaxation s'effectue dans les premières mesures après l'impact. Il serait alors intéressant de mesurer la relaxation très rapidement après l'impact. Or la nécessité de déposer d'abord un mouchetis en peinture sur la surface de l'éprouvette pour la mesure par stéréo-corrélation d'images ne permet pas cela. En effet, le mouchetis ne peut pas être posé avant l'impact puisqu'il s'écaillerait sous l'effet de cette sollicitation. On peut ainsi envisager, dans le but d'effectuer des mesures rapides après l'impact, de projeter l'image d'un mouchetis qui aurait été calibré au préalable avec un vidéoprojecteur.

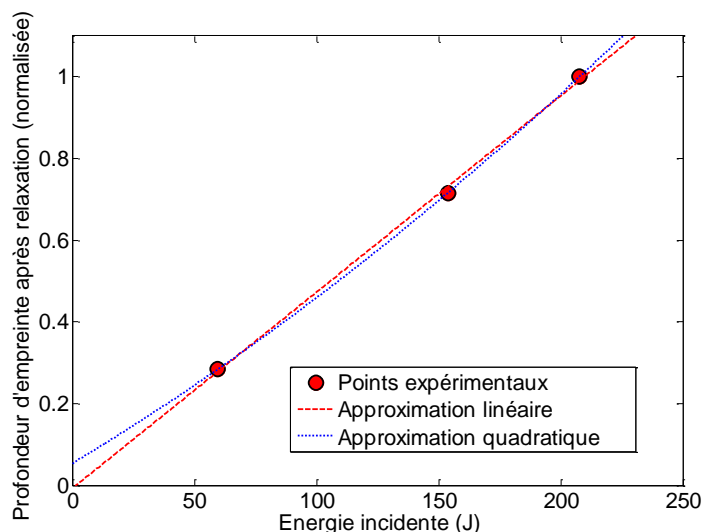


Figure 56 : Evolution de l'empreinte résiduelle après relaxation avec l'énergie incidente

L'empreinte résiduelle observée en surface est à mettre en relation avec la présence d'endommagements dans la structure. La première caractérisation de l'endommagement possible est la taille de la zone endommagée projetée. Cette caractérisation peut être effectuée facilement sur une structure à l'aide des techniques de contrôle ultrasonore. Les contrôles ultrasonores réalisés sur nos éprouvettes impactées nous ont permis de mesurer une aire de la zone endommagée projetée dans le plan comme le montre la Figure 57.

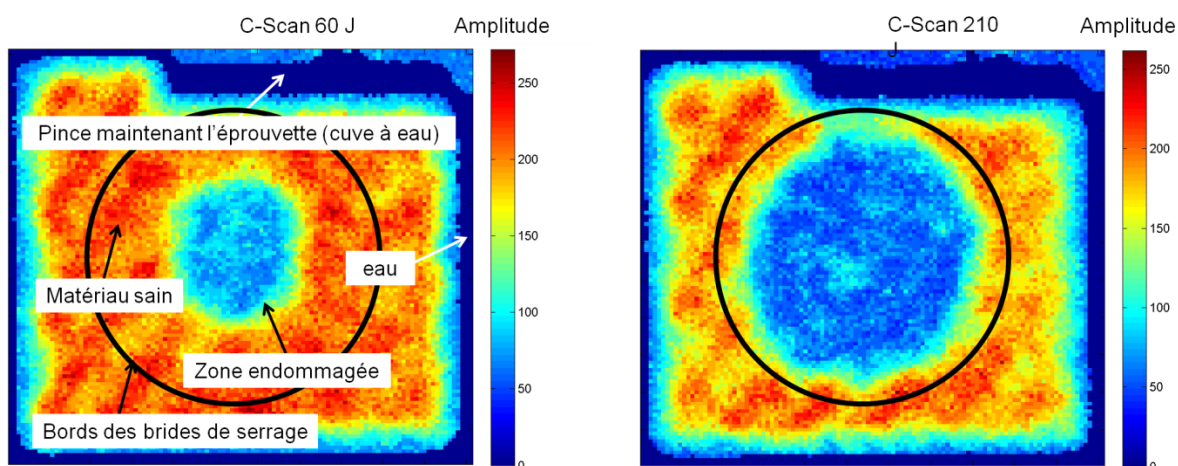


Figure 57 : C-Scan d'éprouvettes de l'interlock de référence impactée à 60 J et 210 J avec le montage d'encastrement circulaire

La projection plane de la zone endommagée a une forme approximativement elliptique, en accord avec les hypothèses utilisées pour le pré-dimensionnement des éprouvettes. L'évolution de l'aire de la zone endommagée projetée avec l'énergie incidente est assez linéaire pour les bas niveaux d'énergie. Cependant il semble que, pour les plus forts niveaux d'énergie, il y ait la présence d'une taille limite de défaut comme illustré sur la Figure 58. La présence de cette taille limite est probablement due aux conditions aux limites d'encastrement circulaire qui retardent l'accroissement

de la taille du défaut lorsque celui-ci se rapproche des brides de serrage (la zone endommagée n'a pas complètement atteint les brides pour aucun niveau d'énergie). On remarque d'ailleurs que pour les plus hauts niveaux d'énergie, l'endommagement est proche des brides de serrage contrairement à ce qu'indiquaient les simulations de pré-dimensionnement. Cela souligne la limite de représenter le comportement de l'interlock par un comportement linéaire élastique. L'évolution de l'aire de la zone endommagée projetée semble indiquer une certaine progressivité. Cela est également cohérent avec l'évolution linéaire du pic de force en fonction de l'énergie incidente. **Il est finalement possible d'obtenir l'évolution (linéaire) de la surface projetée de l'endommagement avec l'empreinte résiduelle** comme illustré sur la Figure 58.

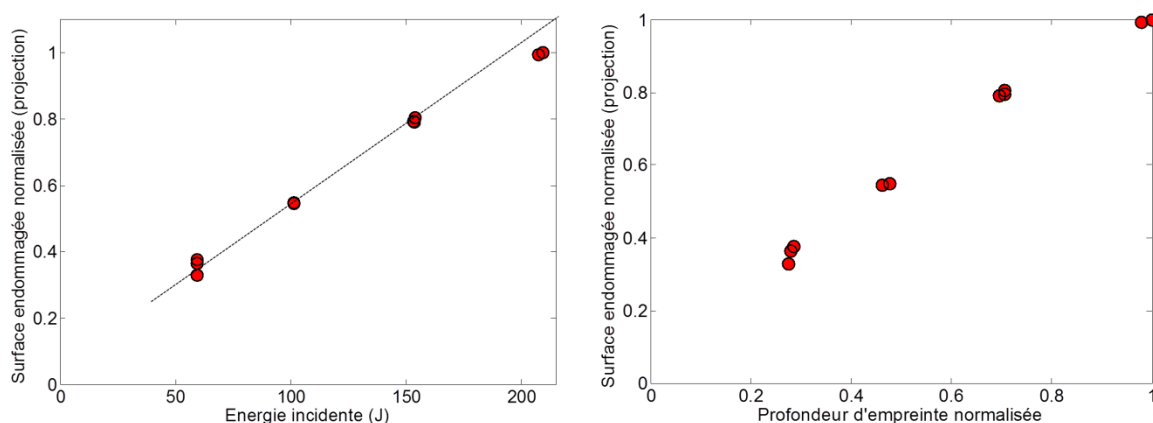


Figure 58 : Evolution de l'aire de la zone endommagée projetée avec l'énergie incidente (gauche) et avec l'empreinte résiduelle mesurée à 3600 s après l'impact (droite). Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg

II.3.3 Les endommagements dus à l'impact

II.3.3.1 Les types d'endommagements

Nous avons ensuite voulu caractériser plus finement les modes d'endommagements induits lors de sollicitation d'impact basse vitesse, responsables de la dissipation d'énergie présentée dans le paragraphe précédent. Pour cela, des éprouvettes impactées avec le montage d'encastrement circulaire ont été découpées à travers la zone endommagée, polies et observées au microscope. Pour tous les niveaux d'énergie, les modes d'endommagement observés et leur répartition sont similaires. Ces endommagements sont de la **fissuration matricielle**, qui peut-être inter ou intra-torons, des **décohésions** entre les torons et la matrice et quelques **ruptures de torons de fibres** (Figure 59).

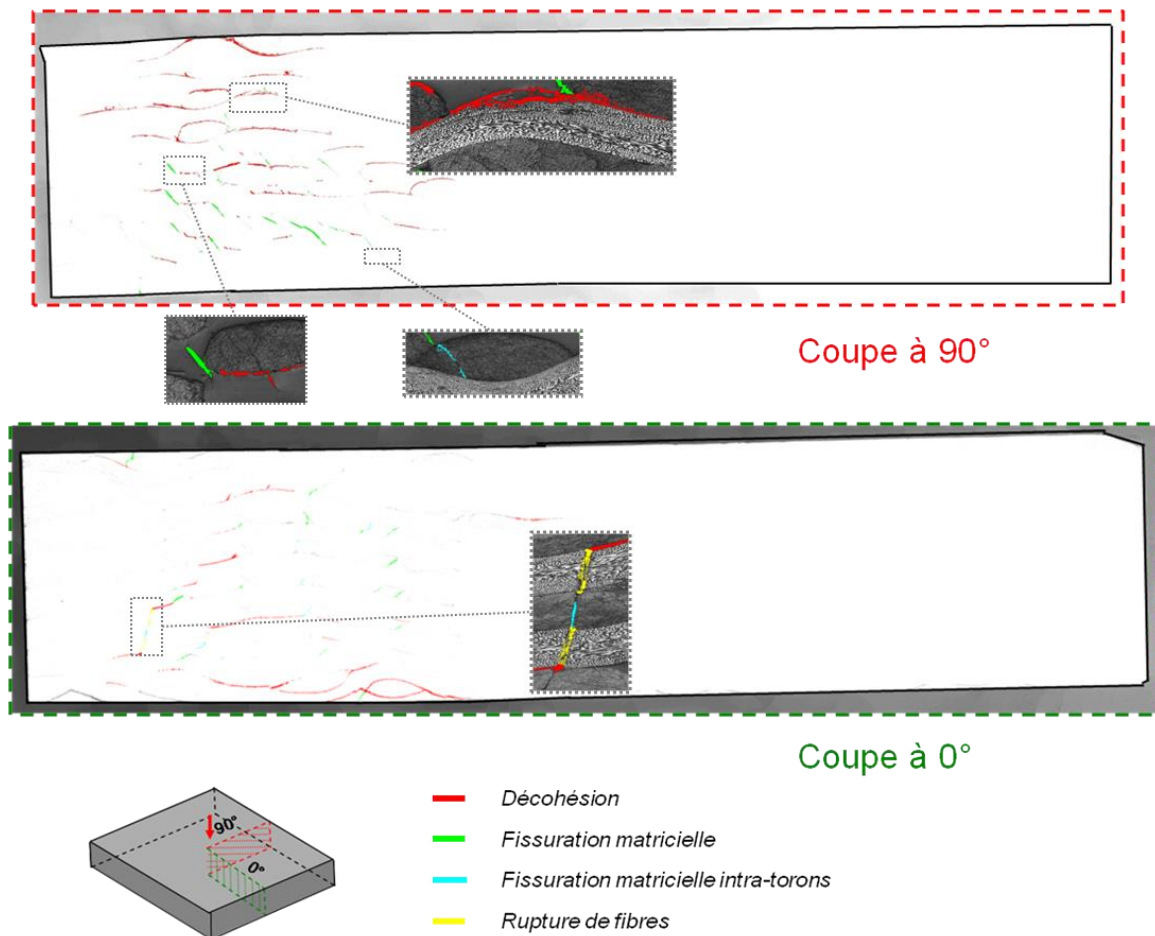


Figure 59 : Coupes et observations microscopiques à 0° (chaîne) et 90° (trame) d'une éprouvette en interlock de référence impactée à 100 J

II.3.3.2 Les chargements moteurs de l'endommagement

Afin de déterminer quel chargement est à l'origine de ces fissures lors de l'impact, des simulations par éléments finis de cette sollicitation utilisant un comportement linéaire élastique pour le matériau ont été effectuées. On peut alors observer avec ces calculs trois principales zones de chargement comme le montre la Figure 60. On remarque tout d'abord la présence d'une **bande de cisaillement inter-laminaire** dans l'épaisseur du matériau. De plus, l'impact entraîne une mise en flexion de l'éprouvette générant un chargement de **compression plane du côté de la face impactée** et de **traction plane face opposée à l'impact**.

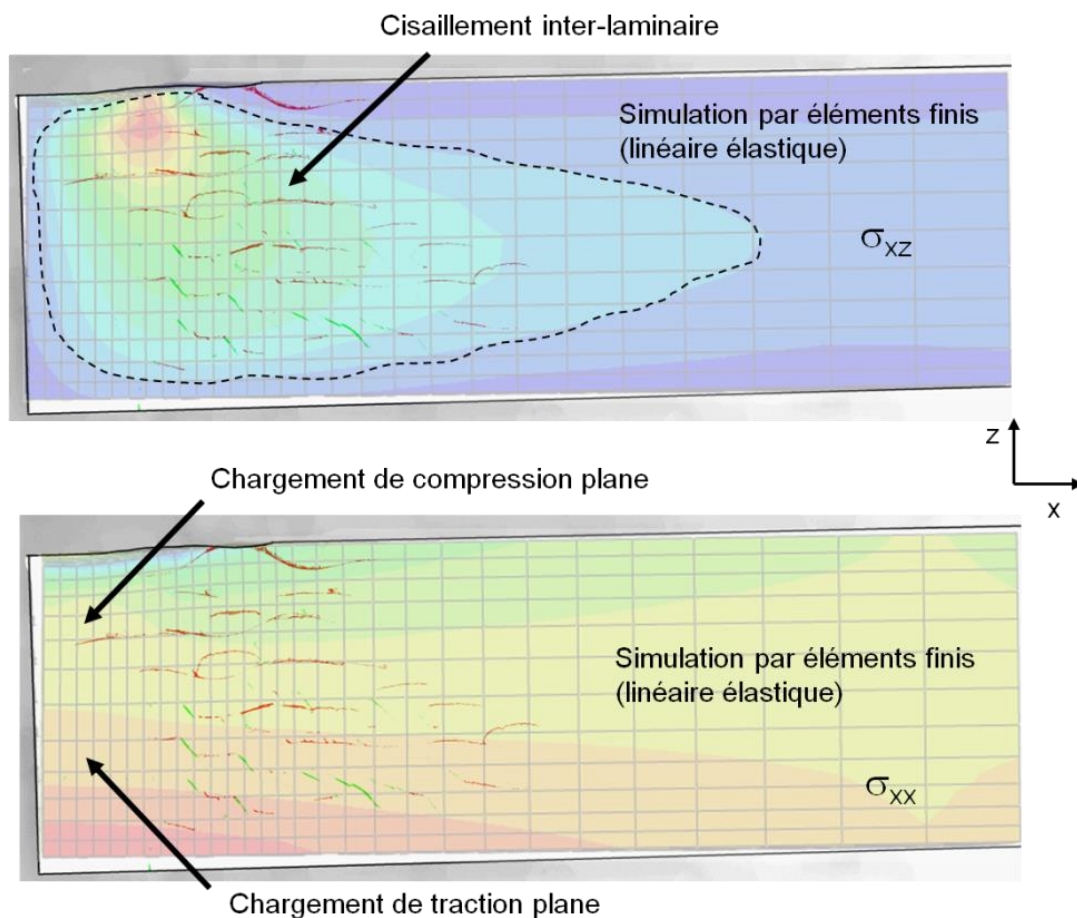


Figure 60 : Superposition des champs de contrainte obtenus par simulation éléments finis élastiques et d'une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)

Les cisaillements inter-laminaires générés lors de l'impact sont à l'origine de plusieurs modes d'endommagement. Lors de l'impact, des **fissures matricielles** sont créées, comme le montre la Figure 61. Elles se situent essentiellement dans les zones matricielles entre les torons mais peuvent également être présentes entre les fibres, à l'intérieur d'un toron et appelées **fissures matricielles intra-toron** (elles sont cependant moins fréquentes). Ces fissures sont présentes dans toute l'épaisseur du matériau et, au cœur du matériau, elles sont orientées à environ 45° dans le plan de la coupe. De plus, elles présentent une forme arrondie. Les fissures matricielles observées dans l'épaisseur semblent suivre la bande de cisaillement inter-laminaire et se situer à l'intérieur. Cela indique que les cisaillements hors-plans sont responsables de l'apparition de ces fissures matricielles, ce qui est cohérent avec leur orientation et leur forme arrondie caractéristiques de fissures de cisaillement.

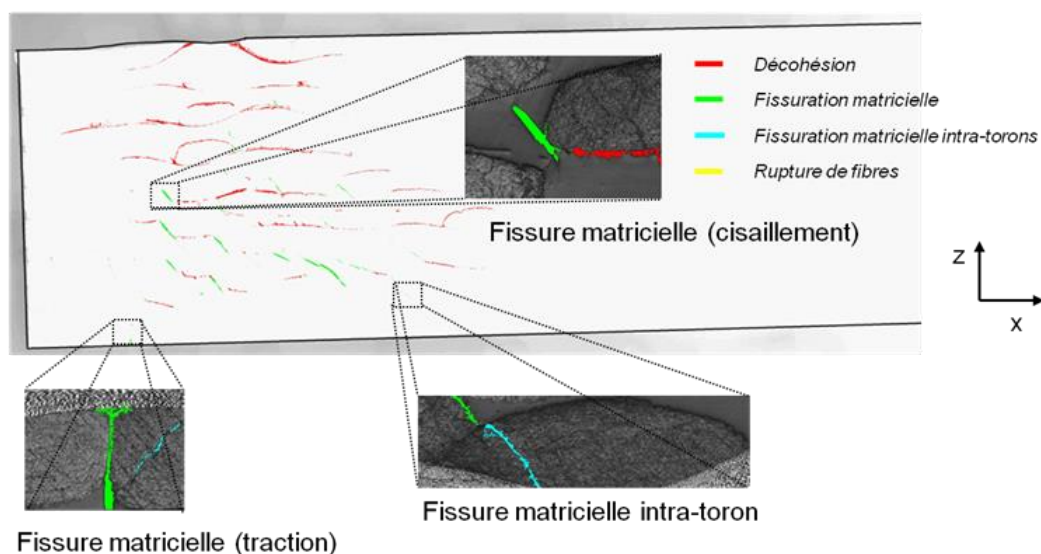


Figure 61 : Fissures matricielles observées sur une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)

Les observations microscopiques montrent aussi la présence de nombreuses **décohésions** (Figure 62). Ces décohésions sont également présentes dans toute l'épaisseur du matériau. Ce sont des fissures matricielles orientées dans la direction hors-plan séparant un toron de la matrice ou d'un autre toron. Contrairement au délaminage dans les stratifiés, ces fissures ne sont pas parfaitement planes puisqu'il n'existe pas d'interfaces planes dans les interlocks. Elles suivent la forme elliptique de la section des torons transverses au plan de coupe ou l'ondulation des torons longitudinaux. De plus, les décohésions ne sont pas continues sur une distance importante, du fait de l'entrelacement des torons qui les arrêtent. Toutefois, les informations données par les micrographies sont des informations planes dans le plan de coupe. Il n'est donc pas possible de savoir avec cette technique si les décohésions observées ici courent sur toute la surface des torons (dans la profondeur du plan de coupe) ou si ce sont des fissures discrètes de tailles limitées dans toutes les directions. Les simulations par éléments finis réalisées (Figure 60) montrent que la répartition des décohésions dans l'épaisseur suit également la forme donnée par les cisaillements inter-laminaires au cours de la sollicitation. Cela indique que les cisaillements hors-plan sont les principaux moteurs de ce mode d'endommagement. On remarque, de plus, que certaines décohésions sont obtenues par la bifurcation de fissures matricielles aux interfaces toron/matrice ou toron/toron.

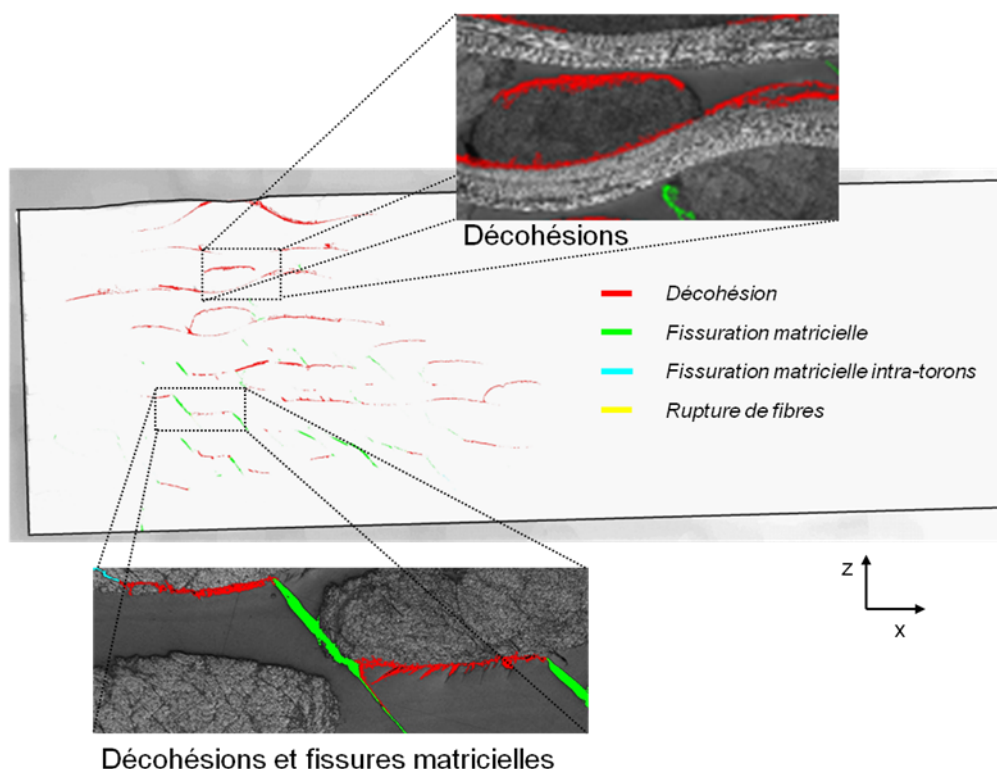


Figure 62 : Décohésions observées sur une coupe micrographique à 90° (trame) d'une éprouvette interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)

Enfin, les cisaillements hors-plan participent probablement à la création d'un dernier mode d'endommagement. Pour tous les niveaux d'énergies testés, des **ruptures de torons** de fibres ont pu être observées (Figure 63) bien qu'elles soient peu nombreuses (dans un à trois torons). Ces ruptures de fibres peuvent traverser entièrement un toron. Cependant, les coupes micrographiques donnant une information plane, on ne peut affirmer que les torons concernés sont entièrement rompus. Toutes les ruptures observées l'ont été dans la coupe à 0° (aucune dans la coupe à 90°), c'est-à-dire dans le plan des torons de chaîne en sens longitudinal. Seuls les torons de chaîne semblent (informations planes) donc être sujets à des ruptures de fibres. Cela pourrait être dû à la spécificité du tissage et à la proportion de torons dans la direction de chaîne et dans la direction de trame. Les ruptures sont principalement présentes au cœur du matériau. Les cisaillements hors-plan étant dominant dans cette zone, il est probable qu'ils interviennent dans la rupture de torons. Cependant, il est également possible que ce soit le couplage des cisaillements hors-plan avec le chargement de compression plane ou de traction plane (côté impacté ou côté opposé à l'impact respectivement) qui en soit à l'origine. En effet, pour l'essai d'impact à 60 J, les ruptures de torons de fibres sont présentes face opposée à l'impact, proche de l'axe de l'impact. Le chargement de traction plane, dû à la mise en flexion, semble donc être la principale cause des ruptures de fibres dans ce cas.

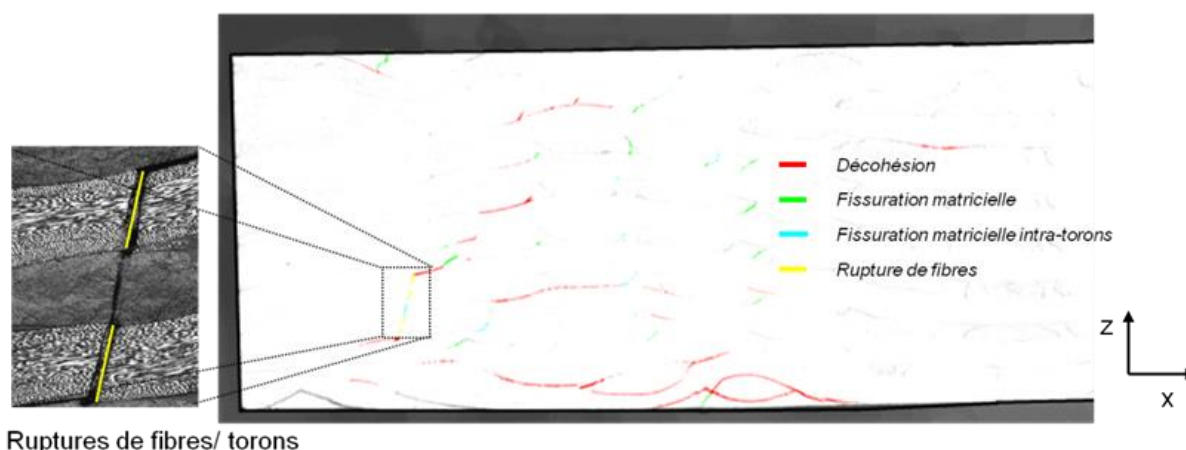


Figure 63 : Ruptures de fibres observées sur une coupe micrographique à 0° (chaîne) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)

Le chargement de traction plane, introduit face opposée à l'impact par la mise en flexion de l'éprouvette, est également moteur de fissuration matricielle. En effet, dans cette zone, des fissures droites de traction (orientées à 90° dans le plan de coupe) sont observées (Figure 61).

Ces différents chargements, moteurs d'endommagements, créent donc une certaine répartition des endommagements qui est discutée ci-dessous.

II.3.4 Répartition et morphologie de l'endommagement

Les coupes et les observations microscopiques réalisées permettent de visualiser la répartition des endommagements dans l'épaisseur sur les plans de coupe à 0° et 90°. Cette répartition semble être guidée principalement par les cisaillements inter-laminaires et aussi par la traction plane, face opposée à l'impact. Cela aboutit à des endommagements qui sont plus étendus au cœur du matériau. Contrairement à ce qui est observé dans les stratifiés d'unidirectionnels, la face opposée n'est donc pas la zone où l'endommagement est le plus étendu (forme conique). Cette forme en bande de cisaillement de la répartition volumique de l'endommagement est cohérente avec la projection plane elliptique de l'endommagement observée par C-Scan. Afin d'obtenir les informations volumiques de la répartition de l'endommagement, la micro-tomographie est l'outil le mieux adapté. Certaines éprouvettes ont été passées au micro-tomographe de Safran Composites. On peut ainsi visualiser sur la Figure 64 une coupe à cœur dans le matériau en vue de dessus. La répartition de l'endommagement dans ce plan est bien approximativement elliptique. La micro-tomographie permet de visualiser un nombre important de plans parallèles. Ainsi, la répartition de l'endommagement dans chacun de ces plans en vue de dessus est bien elliptique. Ces plans permettent, de plus, d'affirmer que les décohésions sont bien de tailles limitées dans toutes les directions, puisqu'il n'y a pas de décohésions étendues sur toute la surface d'un toron, ce qui n'était pas vérifiable avec des coupes micrographiques planes. **Les endommagements obtenus par impact**

dans ces interlocks sont donc très diffus, ce qui constitue une différence majeure avec les matériaux stratifiés.

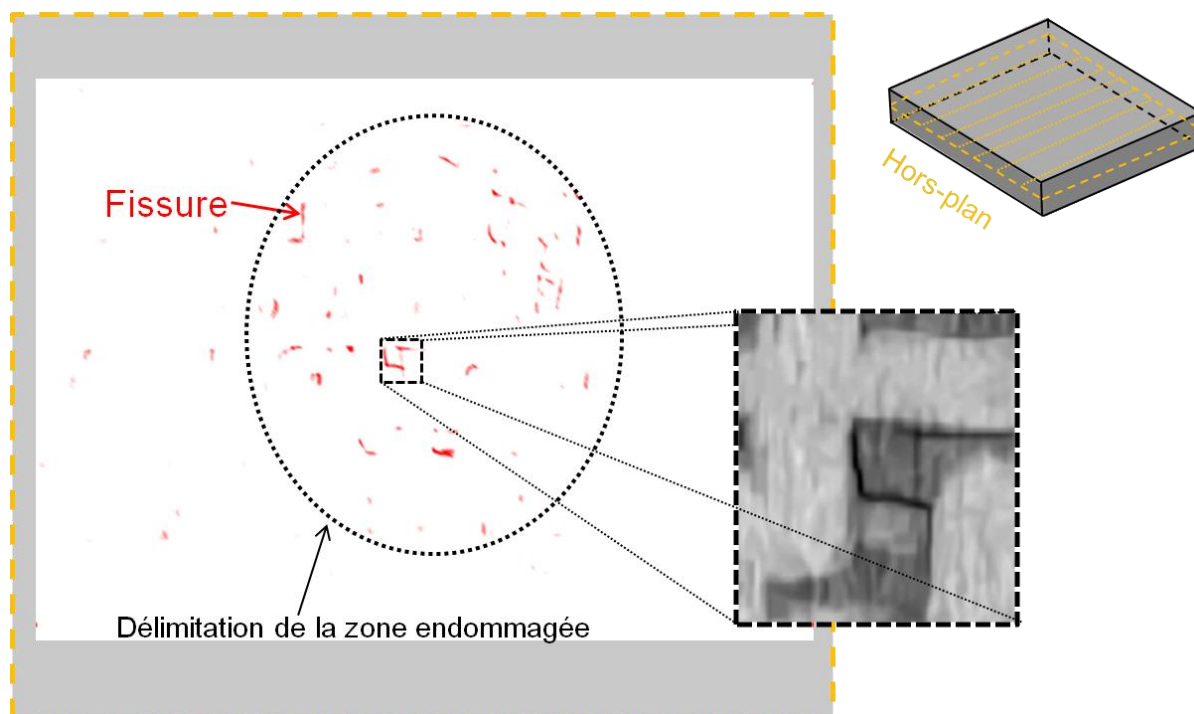


Figure 64 : Coupe à cœur d'une plaque interlock de référence, impactée à 60 J (vitesse incidente de 2,8 m/s), vue de dessus et obtenue par micro-tomographie

Il est également important de remarquer, sur les coupes micrographiques en Figure 59, qu'il n'y a que très peu d'endommagement dans la zone située directement sous l'impacteur. Une des raisons à cela est que cette zone est peu sollicitée en cisaillement hors-plan, principal chargement générateur d'endommagements. Cependant, les niveaux de contraintes dans cette zone sont très élevés. Une autre raison qui explique alors l'absence d'endommagement est le renforcement du matériau dû à la **pression hydrostatique** puisque cette zone subit un fort niveau de tri-compression (Figure 65). Cet effet de renforcement de la matière dû à la pression hydrostatique a également été montré par (Carrere, Laurin & Maire 2012) pour des composites stratifiés.

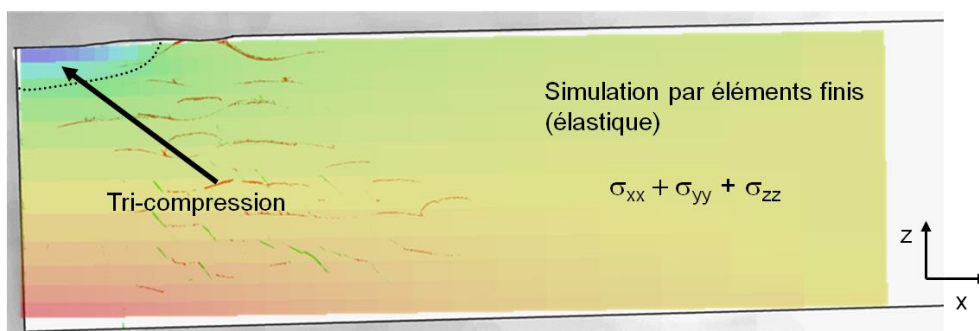


Figure 65 : Superposition du champ de contrainte obtenu par simulation éléments finis et d'une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)

II.4 Influence du tissage

II.4.1 Comportement global à l'impact avec l'interlock alternatif

Des éprouvettes réalisées avec « l'interlock alternatif » ont été impactées avec le montage d'encastrement circulaire à 80 J, 120 J, 160 J.

On peut ainsi vérifier de quelle manière un changement de tissage de l'interlock influe sur les conclusions précédentes. Les courbes force/temps pour ce matériau (Figure 66) présentent la même allure et les mêmes spécificités que l'interlock de référence. La durée de l'impact est légèrement plus grande du fait d'une épaisseur légèrement inférieure, ce qui aboutit à un système plus souple. De plus, les pics de force obtenus sont également un peu plus faibles probablement pour la même raison.

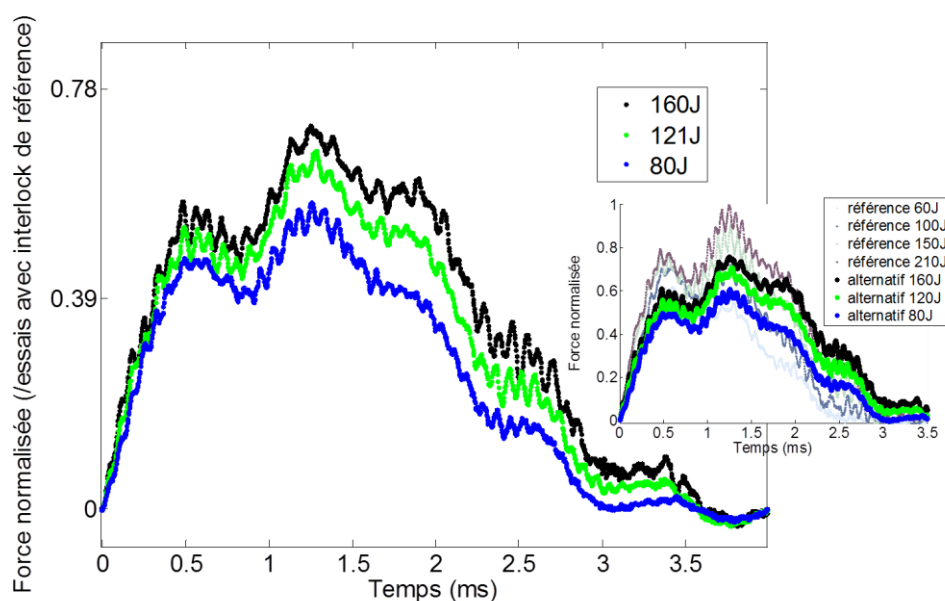


Figure 66 : Courbes force/temps pour les différentes énergies d'impact sur l'interlock alternatif normalisées par rapport à l'effort maximal obtenu lors de l'essai d'impact à l'énergie la plus élevée avec l'interlock de référence (montage à encastrement circulaire). Vitesses incidentes de 3,3 m/s, 4,1 m/s, 4,7 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg

En termes d'énergie dissipée, on obtient des valeurs très comparables puisque les points pour ce matériau sont sur la même droite que pour l'interlock de référence (Figure 67), en dépit d'une épaisseur plus faible et de pics de force maximale plus bas. Cela traduit une bonne capacité de ce matériau à dissiper l'énergie incidente. Il semblerait donc que **le tissage alternatif ne change pas radicalement le comportement à l'impact par rapport à l'interlock de référence.**

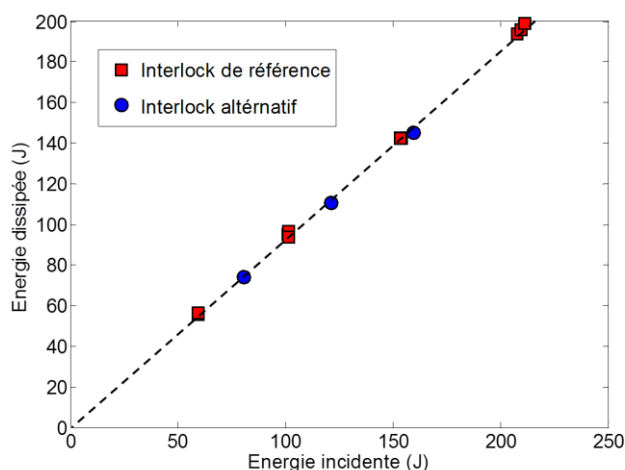


Figure 67 : Energie dissipée en fonction de l'énergie incidente pour les matériaux de référence et alternatif (montage à encastrement circulaire)

II.4.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée avec l'interlock alternatif

On peut observer, sur la Figure 68, que l'interlock alternatif marque un peu plus que l'interlock de référence puisque la profondeur de l'empreinte résiduelle est plus importante pour ce matériau à énergie d'impact fixée. En revanche, l'aire de la zone endommagée projetée n'est pas significativement plus grande, en particulier pour la plus haute énergie. En effet, la saturation de la taille de l'endommagement (attribuée aux brides de serrage) semble être plus importante pour ce matériau. Bien que la pente initiale dans l'évolution de la taille de l'endommagement avec l'énergie incidente semble légèrement plus importante, on peut donc supposer (peu de points pour l'interlock alternatif) qu'en augmentant l'énergie, la taille de la zone endommagée devienne même moins importante que pour l'interlock de référence. Cela signifie que le matériau alternatif marque plus en surface alors que l'endommagement interne est moins étendu comparativement à l'interlock de référence. En termes d'application industrielle et de tolérance aux dommages, ces résultats sont plus favorables puisqu'ils conduisent à un défaut moins important qui sera détecté plus facilement.

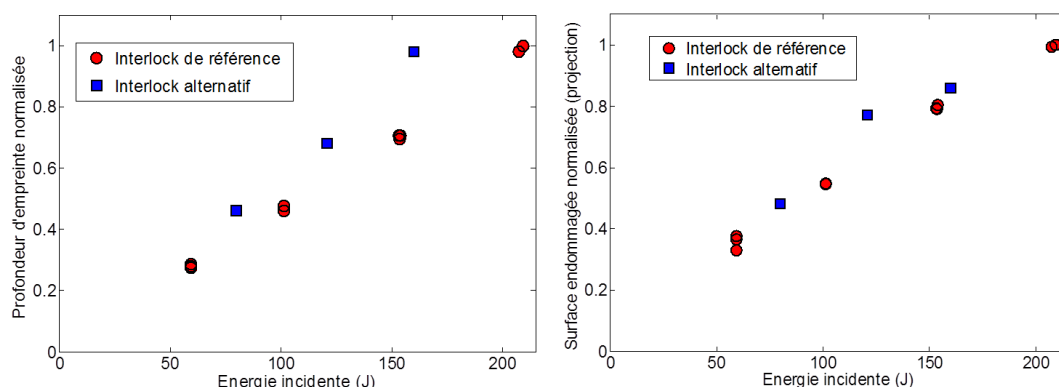


Figure 68 : Evolution de la profondeur d'empreinte résiduelle (gauche) et de la surface de la zone endommagée (droite) avec l'énergie incidente

Ces résultats tendent donc à montrer que l'architecture de l'interlock tient un rôle important dans le comportement à l'impact. **Elle a une influence sur la taille de la zone endommagée et sur la profondeur d'empreinte résiduelle.**

II.4.3 Les endommagements dus à l'impact avec l'interlock alternatif

Des éprouvettes impactées du matériau interlock alternatif ont également été découpées et observées au microscope. On peut alors vérifier si, en présence d'un tissage interlock différent, les mécanismes d'endommagement diffèrent ou restent semblables. Les observations montrées sur la Figure 69 indiquent des **mécanismes d'endommagement tout à fait similaires**. Les endommagements présents sont principalement des décohésions et aussi de la fissuration matricielle (intra ou inter-torons). Quelques ruptures de torons de fibres ont lieu. La répartition de ces modes d'endommagement est la même que pour l'interlock de référence. Le tissage de l'interlock alternatif étant un peu plus irrégulier, la répartition de l'endommagement l'est également. On peut toutefois retrouver un faciès d'endommagement s'élargissant au cœur du matériau. Ce faciès est, une fois de plus, dû aux cisaillements hors-plan responsables des décohésions, des fissures matricielles dans l'épaisseur et des ruptures de fibres. Il est aussi dû au chargement de traction face opposée à l'impact entraînant des fissures matricielles dans cette zone. Peu d'endommagement est créé dans la zone sous l'impacteur du fait du renforcement en tri-compression. Les trois niveaux d'énergie testés donnent des résultats équivalents (mêmes modes d'endommagement et mêmes faciès).

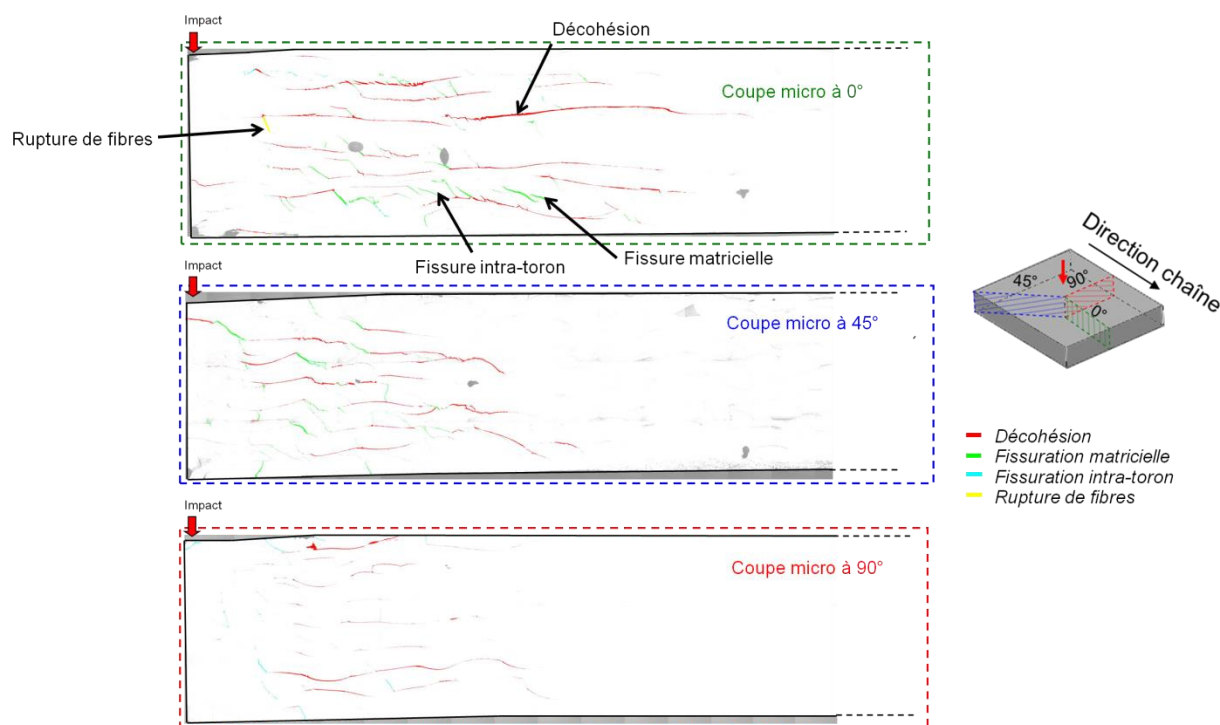


Figure 69 : Coupe micrographique de l'interlock alternatif impacté à 120 J (vitesse incidente de 4,1 m/s)

II.5 Influence des conditions aux limites

II.5.1 Comportement global à l'impact

Le montage d'impact avec appuis sur rouleaux est plus souple que le montage encastré dans la flasque circulaire. La réponse de l'interlock y est donc sensible. Les réponses force/temps obtenues avec les éprouvettes de largeur 70 mm sont présentées sur la Figure 70. La souplesse du montage a un effet sur la durée du contact qui est plus importante que pour le montage encastré. De plus, entre les différents niveaux d'énergie avec ce montage d'appuis sur rouleaux, l'écart des temps de contact est également plus important que dans le cas du montage encastré. Des oscillations de grande période (environ 0,7 ms) sont également observées mais elles sont moins marquées que pour le montage encastré. Ces oscillations sont dues à la propagation et la réflexion des ondes dans l'éprouvette lors de sa flexion. On remarque, de plus, que les pics de force sont plus faibles qu'avec le montage à encastrement circulaire, car en appuis simples sur rouleaux, la plaque est libre de se déformer élastiquement. En effet, la mesure du déplacement maximal, face opposée lors de l'essai d'impact à 60 J, avec le montage à encastrement, est de 2,12 mm contre 3,21 mm à 50 J avec les rouleaux. Tout comme avec le montage précédent, les courbes force/temps ne laissent pas apparaître de discontinuités du comportement dues à une évolution brutale des différents endommagements présents dans le matériau.

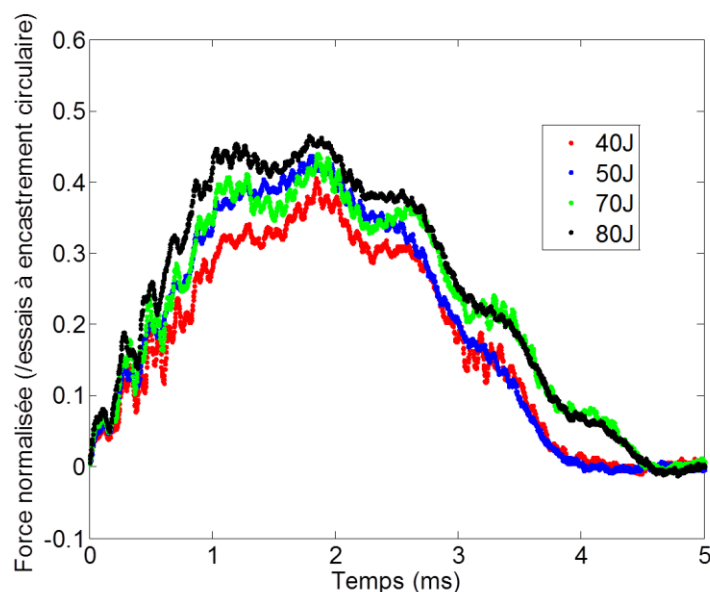


Figure 70 : Courbes force/temps pour les différentes énergies d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux (normalisées par rapport aux essais avec le montage à encastrement circulaire). Vitesses incidentes de 2,3 m/s, 2,76m/s, 3 m/s, 3,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg

Les énergies dissipées avec ce montage sont moins importantes qu'avec l'encastrement comme le montre la Figure 71 (gauche). En effet, l'énergie dissipée représente ici entre 70% et 78% de l'énergie incidente. Lors de la sollicitation, une partie de l'énergie incidente est absorbée par déformation élastique puis rendue à l'impacteur, ce qui implique une dissipation moindre de l'énergie, contrairement au montage encasturé qui est plus raide. La Figure 71 (droite) représente les courbes force/déplacement permettant de visualiser l'énergie dissipée. La présence d'un plateau au sommet est moins marquée que pour l'encastrement, en particulier pour les plus faibles niveaux d'énergie, signifiant ainsi probablement moins d'endommagement.

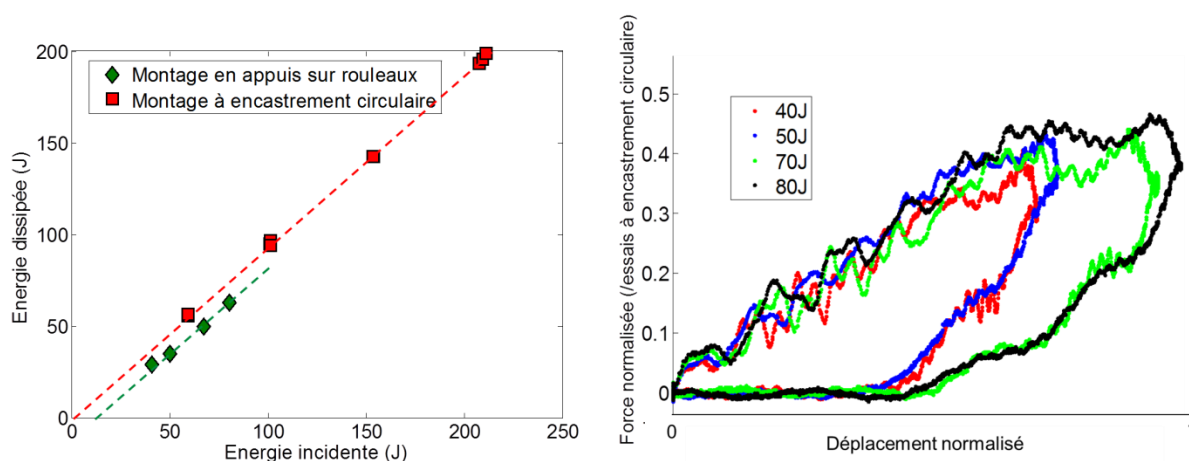


Figure 71 : Evolution de l'énergie dissipée avec l'énergie incidente pour le montage à encastrement circulaire et celui en appuis sur rouleaux (gauche). Courbes force/déplacement pour les différentes énergies d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux (normalisées par rapport aux essais avec le montage à encastrement circulaire) (droite)

II.5.2 Empreinte résiduelle et zone endommagée projetée

La profondeur d'empreinte résiduelle obtenue avec le montage à appuis sur rouleaux est moins grande que pour le montage d'encastrement circulaire (Figure 72). Cela n'est pas surprenant puisque (i) le montage est moins raide que le précédent et (ii) plus d'énergie incidente est amortie par déformation élastique et rendue à l'impacteur. Il y a donc moins de pénétration de l'impacteur dans la matière au cours de l'impact et moins d'empreinte résiduelle. Pour les plus faibles niveaux d'énergie (40 J et 50 J), la pénétration de l'impacteur est très faible et difficile à mesurer puisque les empreintes résiduelles sont très peu profondes. On observe alors un saut de la profondeur d'empreinte entre 50 J et les niveaux plus importants tels que 67 J ou 80 J.

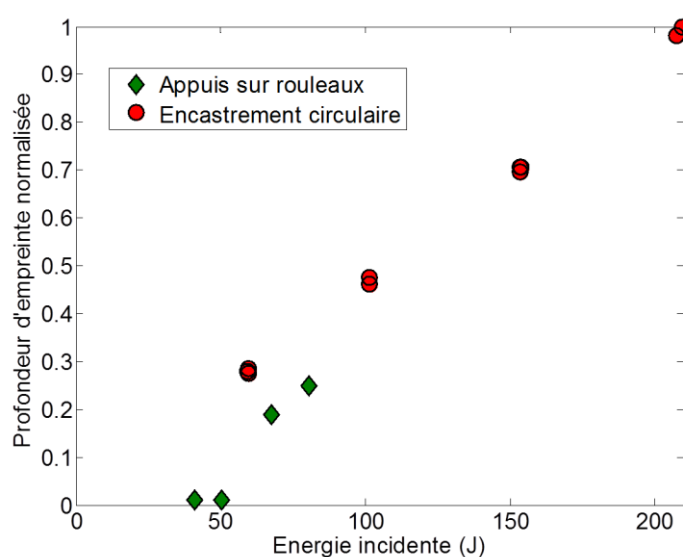


Figure 72 : Evolution de la profondeur d'empreinte résiduelle avec l'énergie incidente pour le montage en appuis sur rouleaux

L'endommagement induit par l'impact avec ce montage d'appuis sur rouleaux a également été évalué par contrôle ultrasonore. Les C-Scans montrent **une zone a priori endommagée qui n'est plus elliptique mais s'étend dans la direction de la largeur vers les bords de l'éprouvette** (Figure 73). Pour le plus faible niveau d'énergie, il semble y avoir un endommagement assez limité. Pour les plus hauts niveaux d'énergie (67 J et 80 J), la zone obtenue par C-Scan couvre toute la largeur de l'éprouvette et est de forme rectangulaire. Cette forme semble montrer une influence des bords sur la propagation de l'endommagement. L'endommagement se propage d'abord sur la largeur avec l'énergie puis sur la longueur. Cependant on peut voir à l'œil la présence de **fissures de surface** sur la face impactée (Figure 74). Ces fissures masquent les autres endommagements lors des contrôles ultrasonores et ne sont pas nécessairement représentatives des endommagements à l'intérieur du matériau. Il est donc difficile de déterminer quelle est réellement la taille de la zone d'endommagement interne avec cette méthode de contrôle.

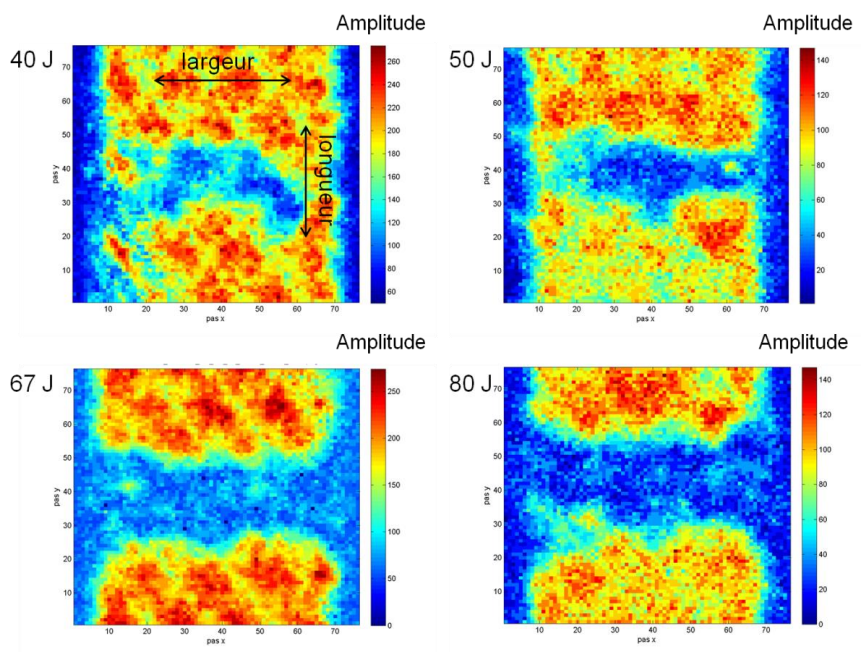


Figure 73 : C-Scans des éprouvettes impactées avec le montage d'appuis sur rouleaux à 50 J, 67 J et 80 J

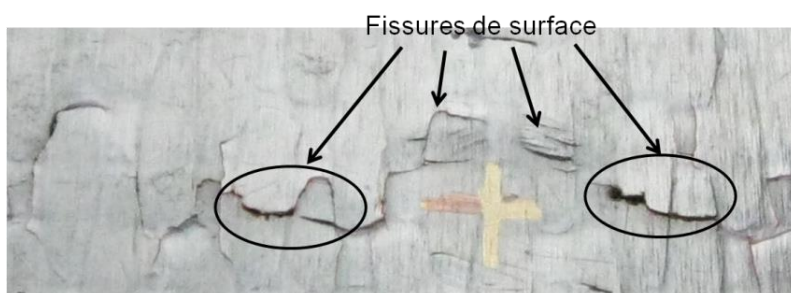


Figure 74 : Fissures de surface sur la face impactée de l'éprouvette impactée à 80 J (vitesse incidente de 3,3 m/s) avec le montage d'appuis sur rouleaux

Ces résultats montrent que les conditions aux limites changent radicalement la réponse de l'éprouvette, aussi bien en termes de comportement que de détection de l'endommagement (empreinte résiduelle, C-Scans). Cela montre donc la difficulté de caractériser expérimentalement l'endommagement induit par impact et sa nocivité dans le cadre du dimensionnement de structures où de nombreuses configurations d'impact sont possibles.

II.6 Comparaison d'un chargement quasi statique et d'un chargement dynamique

II.6.1 Comportement global

Les sollicitations d'impact à basse vitesse sont des sollicitations proches d'un chargement quasi-statique (Sutherland & Guedes Soares 2012). Afin de vérifier si les mécanismes d'endommagement présentés précédemment résultent de l'aspect dynamique de la sollicitation, nous avons effectué un essai de poinçonnement quasi-statique sur le matériau interlock alternatif avec une machine Zwick de capacité 150 kN. L'impacteur est celui des essais d'impact (diamètre 40 mm) et le montage est le montage d'encastrement circulaire. Dans cet essai, le déplacement est imposé à une vitesse de 0,01 mm/s jusqu'à atteindre la force maximale obtenue durant l'essai d'impact à 80 J (vitesse incidente de 3,3 m/s) sur l'interlock alternatif. Le déplacement est alors inversé pour revenir à 0. L'équivalence à l'essai d'impact se fait donc en force maximale. En termes d'énergie dissipée (Figure 75), la sollicitation quasi-statique dissipe moins d'énergie (48 J pour 76 J lors de l'impact) mais il est difficile de comparer une énergie incidente pour ces deux sollicitations différentes.

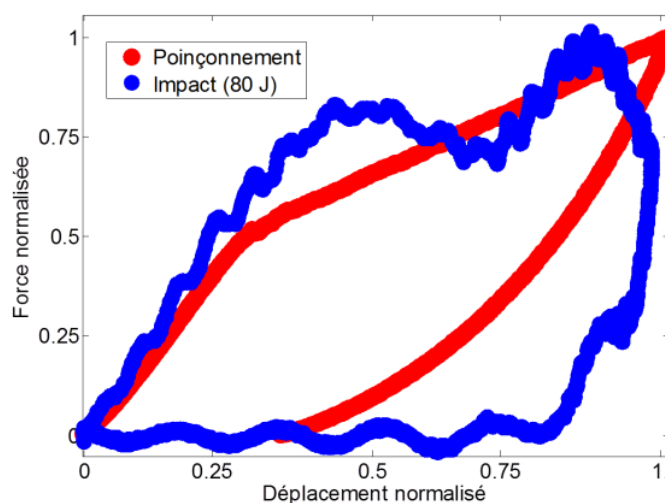


Figure 75 : Courbe force/déplacement d'un essai de poinçonnement quasi-statique en déplacement imposé avec un critère en force maximale (montage d'encastrement circulaire)

On peut observer sur la courbe force/déplacement de l'essai de poinçonnement une perte de rigidité à environ 50% de l'effort maximal aboutissant à une courbe bilinéaire lors du chargement. Cette inflexion suggère la **présence d'un seuil d'endommagement** qui est confirmé par la mesure d'émission acoustique comme illustrée sur la Figure 76 et montrant une hausse soudaine de l'énergie cumulée à ce niveau d'effort.

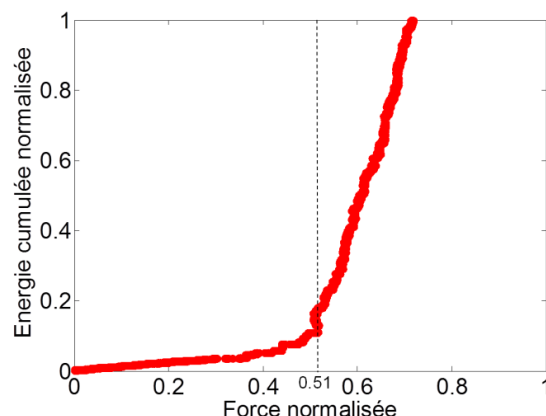


Figure 76 : Evolution de l'énergie cumulée mesurée par émission acoustique avec la force normalisée

II.6.2 Les mécanismes d'endommagements

Les coupes et les observations microscopiques réalisées (Figure 77) montrent que **les mécanismes d'endommagement sont les mêmes en sollicitation quasi-statique et en sollicitation dynamique à basse vitesse (modes d'endommagement et répartition)**. L'étendue de l'endommagement est également comparable comme le montrent les C-scans de la Figure 78, bien que la zone endommagée semble légèrement plus grande lors du poinçonnement. Cela peut être dû à la différence de vitesse de sollicitation, mais un seul essai de poinçonnement ayant été réalisé, cela peut aussi être dû à la dispersion. Le seuil d'endommagement détecté avec la réponse globale de l'essai de poinçonnement et avec l'émission acoustique correspond probablement au seuil de la création de décohésions inter-torons puisque ce sont les endommagements ayant le plus de répercussions sur le comportement hors-plan du matériau.

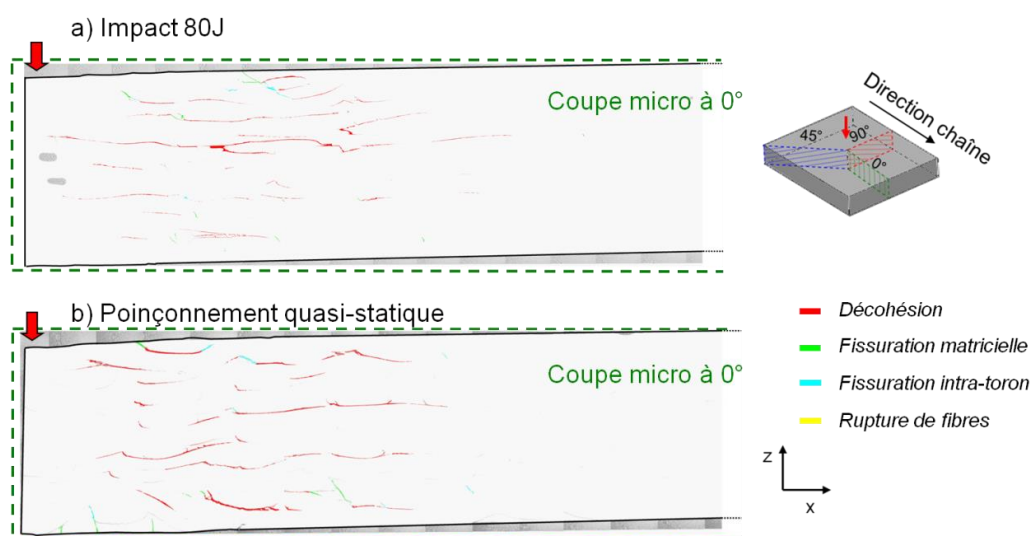


Figure 77 : Comparaison des coupes micrographiques après impact (a) et après poinçonnement quasi-statique (b) pour l'interlock alternatif

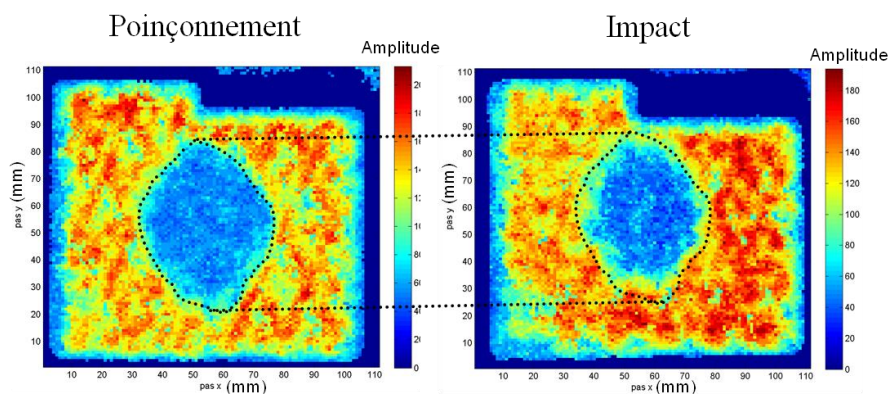


Figure 78 : Comparaison des zones endommagées obtenues par C-scans avec un poinçonnement quasi-statique et avec un impact

II.6.3 L'empreinte résiduelle

La seule véritable différence entre la sollicitation quasi-statique et la sollicitation dynamique basse vitesse réside dans l'empreinte résiduelle qui est deux fois plus profonde dans le cas quasi-statique. Cela s'explique par un temps de contact plus long entre la plaque et l'impacteur. En effet, l'empreinte est en partie due à la viscosité du matériau et donc la vitesse de sollicitation influe sur sa profondeur. Ce résultat est cohérent avec les résultats de simulations par éléments finis pour des essais effectués à vitesse constante et masse de l'impacteur variable. Plus la masse est élevée, plus le temps de contact impacteur/éprouvette est long.

II.7 Synthèse

Afin d'examiner précisément le comportement à l'impact du matériau interlock utilisé pour cette étude, nous avons mis en place une campagne d'essais d'impact faisant intervenir deux interlocks de tissages différents et deux montages aux conditions aux limites différentes. Les essais réalisés ont permis de mettre en évidence la grande capacité de ce matériau à dissiper l'énergie d'impact incidente. De plus, le comportement lors de la sollicitation suggère qu'il n'y a pas de création d'endommagement ayant un effet brutal sur le comportement macroscopique. Cela s'explique par l'absence de larges délaminages continus et un endommagement diffus contrairement aux matériaux stratifiés.

Au cours de ces travaux de thèse, 23 essais d'impact sur matériaux tissés interlock ont été effectués, ainsi qu'un essai d'indentation quasi-statique. Les essais réalisés sur le matériau interlock de référence sont répertoriés sur le Tableau 1 et ceux réalisés sur le matériau interlock alternatif sont répertoriés sur le Tableau 2.

Type d'essai	Montage	Référence	Energie incidente (J)	Vitesse incidente (m/s)
Impact	Fenêtre circulaire	I30/I31/I32	59,6/59,4/59,4	2,78/2,83/2,84
		I33/I34/I35	101,2/101,4/101,3	3,70/3,70/3,70
		I36/I37/I38	153,8/153,4/153,5	4,56/4,56/4,56
		I39/I40/I41	211,6/207,6/209,5	5,35/5,30/5,32
	Appuis sur rouleaux	T0-01	50,3	2,61
		T0-02	80,4	3,30
		T0-03	40,4	2,34
		T0-04	67,4	3,02
		C0-01	50,3	2,61
		C0-02	80,4	3,30
		C0-03	40,9	2,35
		C0-04	67,4	3,02

Tableau 1 : Essais d'impact réalisés avec le matériau interlock de référence

Montage	Type d'essai	Référence	Energie incidente (J)	Vitesse incidente (m/s)
Fenêtre circulaire	Impact	I1	159,7	4,65
		I2	80,6	3,30
		I3	121,4	4,05
	Indentation quasi-statique	I4	-	Imposée à 0,01 mm/s

Tableau 2 : Essais d'impact et de poinçonnement réalisés avec le matériau interlock alternatif

Concernant le matériau interlock de référence, des relations ont été établies notamment entre la profondeur de l'empreinte résiduelle en surface et la surface de la zone endommagée projetée obtenue par C-scan. Des relations simples (linéaires) peuvent être considérées dans la gamme

d'énergies testée. Dans le cadre du dimensionnement de structure en interlock, il est, de plus, intéressant de déterminer la relation entre la taille du défaut interne et les performances résiduelles. Ainsi connaissant la profondeur d'empreinte (quantité mesurable lors d'une inspection), on peut connaître la taille du défaut interne. Connaissant la taille du défaut interne, on peut finalement déterminer les performances résiduelles. L'étude sur un interlock de tissage différent a montré que le choix du tissage influence la détectabilité visuelle d'un défaut (*i.e.* profondeur d'empreinte différente) et l'étendue de l'endommagement interne. Le choix du tissage requiert donc une réelle expertise en fonction des applications visées. De plus, les essais avec un montage aux conditions aux limites différentes ont montré la difficulté d'étudier cette problématique d'impact uniquement d'un point de vue expérimental, étant donné le nombre de configurations à envisager et les différences résultant de ces configurations.

Nous avons ensuite cherché à caractériser les mécanismes d'endommagement dans un matériau tissé interlock lors de l'impact. Ces mécanismes sont schématisés sur la Figure 79. Les modes d'endommagement générés sont essentiellement des décohésions inter-torons, mais aussi dans une moindre mesure de la fissuration matricielle (intra et inter-torons) et quelques ruptures de torons de fibres. Les cisaillements hors-plan jouent un rôle important dans la création de ces endommagements et sont à l'origine d'un faciès en forme de bande dans l'épaisseur avec des endommagements plus étendus au cœur du matériau. Des fissures matricielles sont également générées par le chargement de traction plan sur la face opposée à l'impact. Nous avons également mis en évidence une zone située sous le contact plaque/impacteur présentant peu d'endommagement. Cela s'explique par un renforcement du matériau dans cette zone du fait du fort niveau de pression hydrostatique lors de l'impact, car la géométrie de l'impacteur induit localement un effort de tri-compression. Un tissage interlock sensiblement différent ne modifie pas de manière fondamentale ces mécanismes. De plus, les mécanismes observés ici lors de l'impact sont les mêmes que ceux obtenus pour une sollicitation quasi-statique. Les endommagements observés sont diffus dans le matériau et contrairement aux matériaux stratifiés, aucun large délaminage n'est observé.

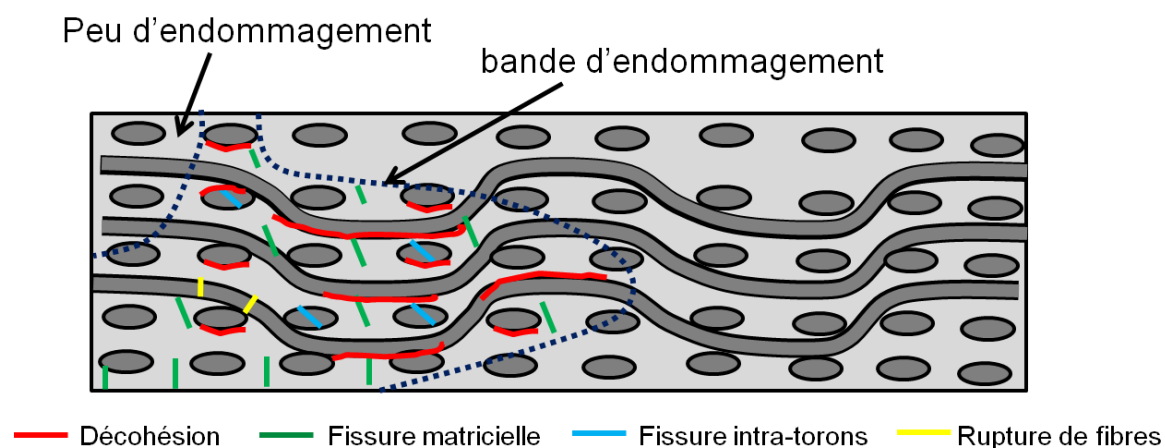


Figure 79 : Schématisation d'un faciès d'endommagement par impact dans un interlock

En connaissant les phénomènes d'endommagement mis en jeu lors de l'impact, il est alors possible de proposer un modèle permettant de prévoir les endommagements induits par un impact. Après

avoir caractérisé ces mécanismes, nous avons alors construit un modèle intégrant ces observations. Les mécanismes en dynamique, sous sollicitation basse vitesse, étant *a priori* les mêmes qu'en quasi-statique, nous nous sommes appuyés sur un modèle statique pour matériaux tissés, le modèle ODM (Onera Damage Model) (Marcin 2010) basé sur la mécanique de l'endommagement diffus. La construction de ce modèle fait l'objet du chapitre suivant.

Chapitre III : Modélisation des dommages induits par impact basse vitesse / basse énergie avec le modèle Onera Damage Model (ODM)

Résumé :

Nous présentons ici les évolutions apportées au modèle Onera Damage Model pour les matériaux composites à matrice organique afin de modéliser les endommagements induits par impact basse vitesse / basse énergie. Nous nous sommes appuyés pour cela sur le modèle ODM-CMO-v5 déjà disponible au début de la thèse dans un code de calcul par éléments finis et utilisé dans des bureaux d'études du groupe Safran. Les évolutions apportées ont pour but de prendre en compte les phénomènes observés lors de l'impact mais également de rendre l'utilisation du modèle plus adaptée au milieu industriel. Ces évolutions ont ainsi nécessité une interaction permanente entre les simulations éléments finis et les essais sur structures.

III.1 Introduction.....	96
III.2 Comportement viscoélastique	100
III.2.1 Observations expérimentales du comportement viscoélastique non linéaire	100
III.2.2 La non linéarité visqueuse	101
III.3 Représentation de la fissuration matricielle dans le plan	109
III.3.1 Les méso-dommages d_1 et d_2	109
III.3.2 Les déformations stockées dues aux méso-dommages	114
III.3.3 Les déformations résiduelles dues aux méso-dommages	123
III.4 Représentation des décohésions inter-torons	126
III.4.1 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v5.....	126
III.4.2 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v7.....	131
III.5 Représentation de la rupture progressive des torons	134
III.5.1 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v5.....	134
III.5.2 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v7.....	136
III.6 La procédure d'implémentation dans un code de calcul par éléments finis à intégration implicite	139
III.6.1 Implémentation dans le logiciel Matlab (loi sur un point de Gauss)	139
III.6.2 Implémentation dans Abaqus/Standard (code élément finis)	142
III.7 Synthèse.....	144

III.1 Introduction

Dans le chapitre précédent, nous avons présenté l'ensemble des mécanismes d'endommagement induits par un impact à basse vitesse. Dans le but de prévoir efficacement les performances résiduelles après impact de structures composites tissées interlocks, nous avons cherché à développer un modèle de comportement apte à prendre en compte ces différents mécanismes. Le développement de ce modèle matériau, qui a été utilisé par la suite dans un code de calcul par éléments finis (impact et performances résiduelles), est l'objet du présent chapitre.

Nous avons montré, comme le rappelle la Figure 80, que l'endommagement induit dans ce type de matériau est très **diffus** contrairement à ce qui est observé pour les composites stratifiés (absence de grands délaminages). Ce profil d'endommagement particulier nous a orientés vers le choix d'un **modèle basé sur la mécanique continue de l'endommagement**, qui nous semble particulièrement adaptée dans ce cas.

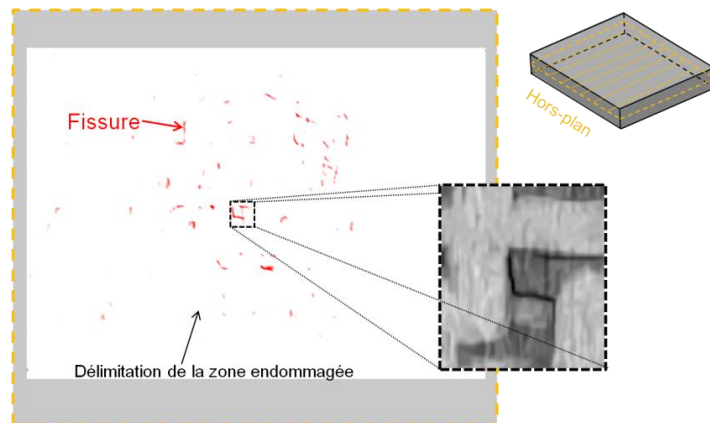


Figure 80 : Coupe hors plan dans une éprouvette impactée à 60 J obtenue par micro-tomographie et montrant le caractère diffus de l'endommagement (absence de grands délaminages)

Comme cela a été noté au chapitre I, peu de modèles sont disponibles pour ces matériaux. Le modèle **ODM (Onera Damage Model)** pour les composites tissés à matrice organique, développé à l'Onera, rentre dans la catégorie des modèles basés sur la mécanique continue de l'endommagement. Il a déjà été utilisé et validé pour des composites interlocks sous sollicitations quasi-statiques et planes (Marcin 2010), y compris pour l'interlock de référence de cette étude (Rakotoarisoa 2013). De plus, la version ODM-CMO-v5 était implémentée dans le code de calcul ZéBuLoN au début de l'étude et cette version est celle actuellement utilisée dans les bureaux d'études de SAFRAN pour du calcul de structures. Pour ces raisons, ce modèle a été utilisé et modifié. **L'objectif est de rendre cohérent le modèle proposé à la fois pour les sollicitations quasi-statiques (pour prévoir les performances résiduelles) et les sollicitations dynamiques à basse vitesse de type impact. Une des raisons majeures aux modifications apportées est également de rendre le modèle ODM plus adapté à une utilisation en bureau d'études.** Cela passe en premier lieu par des temps de calculs limités mais aussi

par une identification des paramètres du modèle facilitée tout comme l'interprétation des résultats obtenus par simulations éléments finis.

ODM est un modèle d'endommagement macroscopique à variables d'effet. Les variables d'endommagement du modèle sont des variables continues qui ont pour effet de dégrader les rigidités du matériau. Il n'y a donc pas de lien direct entre la densité de fissures et les valeurs des variables d'endommagement, mais elles permettent de représenter les effets des différents types de fissuration sur le comportement. Le comportement d'un matériau tissé interlock sous sollicitation de traction sens chaîne obtenue avec le modèle ODM-CMO-v5 est illustrée sur la Figure 81. Le modèle proposé permet de rendre compte d'un certain nombre de mécanismes non linéaires. Il prend notamment en compte la viscosité due à la matrice polymère. De plus, deux types de variables d'endommagements sont distingués. Certaines variables, appelées **méso-dommages**, ont un effet non linéaire sur le comportement et représente les endommagements ayant un effet non catastrophique (fissures matricielles) sur le comportement. D'autres variables appelées **macro-dommages** ont un effet très important sur le comportement (*i.e.* induisant un comportement adoucissant). Elles représentent les ruptures de torons ou les décohésions inter-torons, qui pour un état de contrainte homogène dans une pièce entraînent la rupture brutale de celle-ci. Les mécanismes de ruine des torons étant différents en traction et en compression, le modèle distingue ces deux modes de rupture par des variables différentes. Dans le cas d'une structure avec une singularité géométrique (induisant un gradient de contrainte), les ruptures de torons entraînent une chute de l'effort appliqué plus progressive. Les composites à matrice organique présentent un contraste fort entre les propriétés des fibres et de la matrice. De ce fait, les endommagements dans ces matériaux sont orientés par la microstructure. Trois directions d'endommagement ou de rupture sont donc considérées : la normale des fissures peut être orientée dans le sens de la chaîne, de la trame ou hors-plan (les directions principales du matériau). Un chargement multiaxial entraînera une combinaison de ces endommagements.

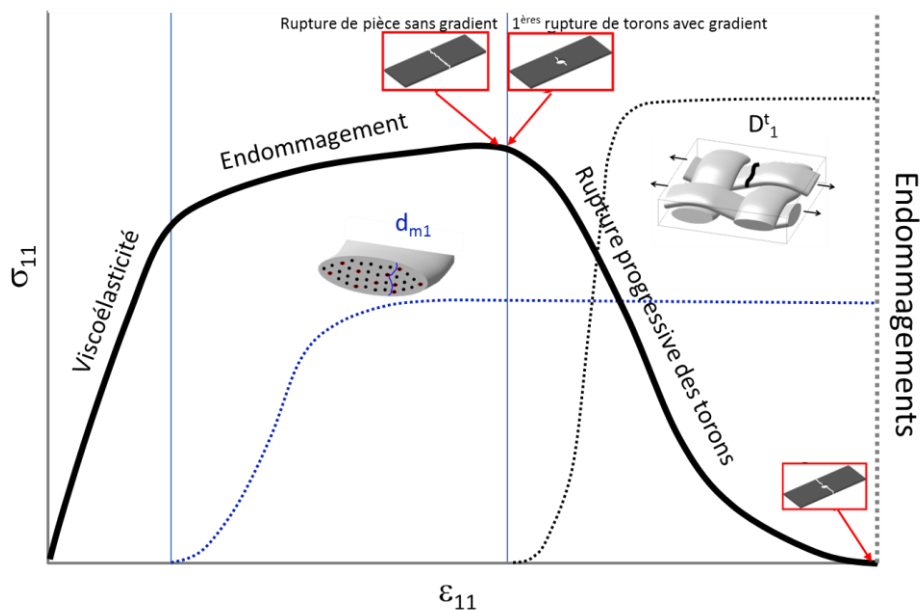


Figure 81 : Comportement d'un matériau tissé interlock sous sollicitation de traction sens chaîne obtenu avec le modèle ODM-CMO-v5

Ce modèle d'endommagement et de rupture est formulé dans le cadre non standard de la thermodynamique. Cela signifie que les forces à l'origine de la création des endommagements, appelées **forces motrices** dans ODM-CMO, ne sont pas des forces thermodynamiques dérivant directement d'un potentiel d'état (afin de permettre plus de souplesse dans la formulation et de mieux décrire les résultats d'essais disponibles). Cependant, le modèle proposé reste thermodynamiquement admissible, en vérifiant le premier et le second principe de la thermodynamique. De cette manière, le modèle garantit l'obtention d'un résultat mécaniquement admissible, y compris pour des chargements multiaxiaux complexes. Dans ce cadre, la loi de comportement s'écrit de la façon suivante:

$$\underline{\underline{\sigma}} = \underline{\underline{C}}^{eff} : (\underline{\underline{\varepsilon}} - \underline{\underline{\varepsilon}}^{ve} - \underline{\underline{\varepsilon}}^{th} - \underline{\underline{\varepsilon}}^0) - \underline{\underline{C}}^0 : (\underline{\underline{\varepsilon}}^s + \underline{\underline{\varepsilon}}^r - \underline{\underline{\varepsilon}}^0) \quad (1)$$

Dans ce mémoire la notation \underline{x} fait référence à un tenseur d'ordre 2 et la notation $\underline{\underline{X}}$ fait référence à un tenseur d'ordre 4. Dans l'expression (1), $\underline{\underline{\sigma}}$ est la contrainte, $\underline{\underline{\varepsilon}}$ la déformation et $\underline{\underline{\varepsilon}}^{ve}$ la déformation viscoélastique, $\underline{\underline{\varepsilon}}^{th} = \underline{\underline{\alpha}}(T - T_0)$ la déformation thermique avec $\underline{\underline{\alpha}}$ le tenseur des dilatations thermiques et T_0 la température à laquelle le matériau est libre de contrainte. $\underline{\underline{\varepsilon}}^0 = \Delta\underline{\underline{\alpha}}(T - T_0)$ est la déformation en lien avec la fermeture des fissures où $\Delta\underline{\underline{\alpha}}$ le tenseur des variations des dilatations thermiques. $\underline{\underline{\varepsilon}}^s$ et $\underline{\underline{\varepsilon}}^r$ sont respectivement les déformations stockées et résiduelles dues aux endommagements. Ces différentes déformations et leurs formulations seront explicitées dans la suite de ce chapitre.

$\underline{\underline{C}}^{eff} = (\underline{\underline{S}}^0 + \Delta\underline{\underline{S}}^d + \Delta\underline{\underline{S}}^D)^{-1}$ est le tenseur des rigidités efficaces. $\Delta\underline{\underline{S}}^d$ et $\Delta\underline{\underline{S}}^D$ sont les tenseurs des souplesses efficaces, dus respectivement à la fissuration matricielle et aux ruptures des torons, qui viennent augmenter les souplesses initiales $\underline{\underline{S}}^0$. Le matériau étant orthotrope et l'endommagement conservant l'orthotropie initiale, le tenseur des souplesses initiales comme les tenseurs des souplesses efficaces sont composés de neuf composantes indépendantes.

La version du modèle développé dans cette thèse, appelé par la suite **ODM-CMO-v7**, garde le formalisme général décrit ci-dessus. **La majorité des modifications de cette nouvelle version a été pensée pour une réalisation efficace de calculs sur structure et de comparaison avec les résultats d'essais sur pièces.** En effet, les développements réalisés se sont à la fois appuyés classiquement sur des considérations matériau mais également sur des simulations d'impact qui correspondent à un cas structural relativement sévère d'un point de vue numérique.

Un modèle éléments finis pour la simulation d'essais d'impact a donc également été mis en place pour orienter, vérifier et valider les hypothèses effectuées dans le modèle matériau. Ces simulations considèrent le montage d'encastrement circulaire présenté dans le chapitre II. Du fait des symétries du problème et pour réduire les temps de calculs, on ne représente qu'un quart du système et on applique des conditions de symétries dans les plans de symétries (tel que reporté sur la Figure 82). On ne représente pas non plus la partie de l'éprouvette prise dans les flasques circulaires. Les déplacements hors-plan sont bloqués sur les arrêtes supérieure et inférieure représentant la limite de la zone utile.

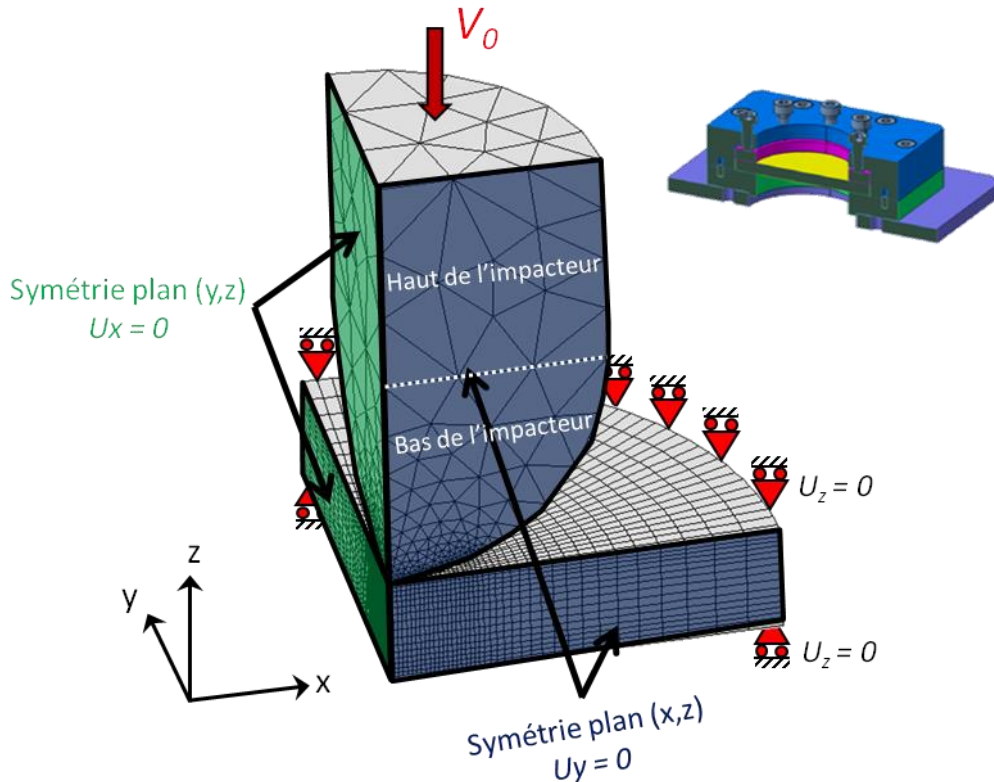


Figure 82 : Représentation du modèle éléments finis pour la simulation d'un essai d'impact avec le montage encastré (un quart du système est maillé)

Le code de calcul utilisé pour les simulations est le code commercial Abaqus/Standard. Il s'agit donc d'un code implicite, bien adapté aux cas de chargements statiques (post-impact) mais qui peut également être utilisé dans les cas de chargements dynamiques. L'impacteur est supposé présenter un comportement élastique linéaire isotrope et les propriétés utilisées sont celles de l'acier ($E=210\text{GPa}$ et $\nu=0.3$). La partie sphérique (bas) de l'impacteur possède la masse volumique de l'acier ($\rho=7,85 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$) tandis que la masse volumique de la partie cylindrique (haut) a été déterminée pour obtenir la masse mesurée expérimentalement pour tout le système tombant (14,8 kg). On donne ensuite à l'impacteur une vitesse initiale V_0 correspondant à la vitesse incidente mesurée expérimentalement au moment de l'impact. Le comportement de l'éprouvette est lui régi par la loi ODM-CMO-v7 implémentée dans une sous-routine utilisateur UMAT de Abaqus/Standard.

La suite de ce chapitre montre les limites du modèle ODM-CMO-v5 lorsqu'il s'agit de modéliser les endommagements induits par impact, ainsi que les développements réalisés résultant de ces observations et ayant abouti au modèle ODM-CMO-v7. Tous les mécanismes non linéaires du modèle ODM-CMO-v5 ont été analysés et modifiés le cas échéant. En effet, la modélisation du comportement viscoélastique a d'abord été étudiée, puis la représentation des fissures matricielles. Ensuite, la prise en compte des endommagements hors-plan a fait l'objet d'un intérêt particulier dans ce travail de thèse, du fait de leur importance lors d'essais d'impact. Enfin, des améliorations dans la description des ruptures de torons ont également été nécessaires. La dernière partie du chapitre décrit la procédure d'implémentation de la loi ODM-CMO-v7 dans le code implicite

Abaqus/standard. Dans tout le chapitre, lorsque que l'on évoque le modèle ODM-CMO, il s'agit de considérations générales valables pour les versions ODM-CMO-v5 et ODM-CMO-v7 du modèle ODM-CMO. Lorsque ce n'est pas le cas, les versions sont précisées explicitement.

III.2 Comportement viscoélastique

III.2.1 Observations expérimentales du comportement viscoélastique non linéaire

Comme cela a été montré au chapitre précédent, l'impact génère en surface de l'éprouvette une empreinte résiduelle qui se relaxe en quelques heures après l'impact. Cette relaxation met en évidence une dépendance temporelle de la déformation du matériau, c'est-à-dire le **caractère visqueux** du matériau. La viscosité de ce matériau, qui est due à la viscosité de la matrice polymère le constituant, a déjà été mise en évidence dans des études précédentes (Marcin 2010) (Rakotoarisoa 2013) à l'aide d'essais de fluage. Un essai de fluage consiste à effectuer une montée en charge (en traction ou en compression) jusqu'à une certaine contrainte puis à maintenir un palier à cette contrainte pendant un certain temps. Le matériau présentant un caractère visqueux, la déformation évolue alors que la contrainte reste constante. Les essais de fluage multi-paliers effectués dans le cadre de la thèse de (Rakotoarisoa 2013) sur l'interlock de référence dans le sens chaîne, et présentés sur la Figure 83, montrent la nécessité de prendre en compte la viscosité du matériau pour bien décrire la réponse de ce type de matériau. Cette viscosité n'est pas négligeable y compris dans les directions des renforts (sens chaîne et trame). En effet, dans la direction des fibres de carbone (non visqueuses) la viscosité due à la matrice s'exprime moins que dans les directions hors axes des fibres mais reste tout de même non négligeable et ce, à température ambiante.

Les essais de fluage multi-paliers montrent également que la **viscosité observée est non linéaire**. La viscosité est dite linéaire si lorsque l'on passe d'un palier à un autre par un facteur x , le rapport entre les déformations est également x . Il est très visible sur la Figure 83 que ce n'est pas le cas pour les matériaux interlocks puisque l'écart entre la déformation mesurée et la déformation élastique augmente à chaque palier de fluage.

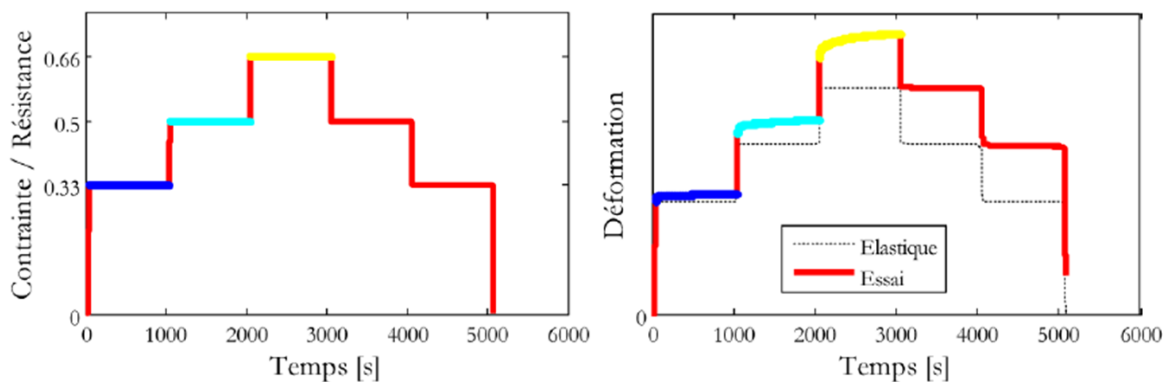


Figure 83 : Essai de fluage multi-paliers en traction sens chaîne effectué sur l'interlock de référence (Rakotoarisoa 2013)

III.2.1.1 Modèle à viscosité spectrale

Il existe plusieurs types de modèle visqueux dans la littérature pour prendre en compte la dépendance temporelle de la déformation (Berthe 2013). Outre les modèles rhéologiques de type Maxwell ou Voigt qui ne permettent pas de prendre en compte la non-linéarité observée pour les interlocks CMO, les principaux modèles non linéaires sont les modèles de Schapery (Lou & Schapery 1969) ou les modèles à viscosité spectrale (Maire 1992). Afin de décrire le caractère visqueux des matériaux interlocks, un modèle de viscosité spectrale est utilisé dans le modèle ODM. La déformation viscoélastique $\underline{\epsilon}^{ve}$ intervenant dans la loi de comportement en **(1)** est décomposée en somme de mécanismes élémentaires visqueux. Chaque mécanisme élémentaire visqueux ξ_i possède un temps de relaxation caractéristique τ_i et un poids μ_i (pour pondérer son influence sur la déformation visqueuse). Les poids des mécanismes sont décrits par une Gaussienne comme illustré sur la Figure 84, et leur somme est égale à 1. Ainsi, seuls deux paramètres (la moyenne n_c et l'écart type n_0 de la Gaussienne) suffisent à décrire l'ensemble des mécanismes.

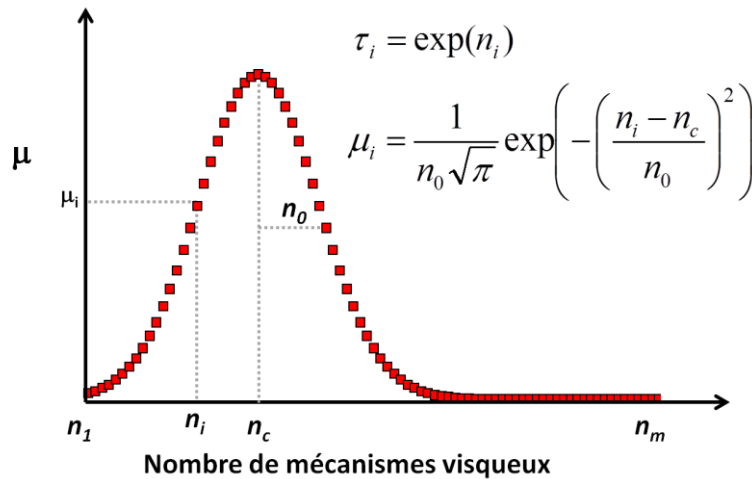


Figure 84 : Répartition des poids des mécanismes visqueux élémentaires suivant une loi normale

III.2.2 La non linéarité visqueuse

III.2.2.1 La non linéarité visqueuse dans le modèle ODM-CMO-v5

Dans le modèle ODM-CMO-v5 la non linéarité visqueuse est introduite par l'intermédiaire d'une fonction non linéarisante $g(\underline{\sigma})$ dépendante uniquement de la contrainte, s'écrivant :

$$g(\underline{\sigma}) = 1 + \gamma_1 \left(1 + \gamma_2 \left\langle \sigma_{eq} - \sigma_0 \right\rangle_+^{p_2} \right) (\sigma_{eq})^{p_1} \quad (2)$$

$$\text{Avec } \sigma_{eq} = \sqrt{\underline{\sigma} : \underline{S}^{ve} : \underline{\sigma}}$$

σ_{eq} est une contrainte équivalente normée par rapport au tenseur des souplesses visqueuses \underline{S}^{ve} , ce dernier s'écrivant $\underline{S}_{ij}^{ve} = \beta_{ij} S_{ij}^0$. La notation $\langle x \rangle_+$ dans cette équation et dans tout ce mémoire signifie que la valeur est x si x est positif ou 0 si x est négatif.

Tenseur des souplesses visqueuses

Les paramètres β_{ij} permettent de quantifier la viscosité du matériau et sont fonction de la souplesse élastique. L'écriture des tenseurs des souplesses visqueuses de cette manière permet d'ajuster le tenseur des souplesses visqueuses suite à un changement des propriétés élastiques du matériau, suite par exemple à un décadre du tissage.

Les mécanismes visqueux élémentaires sont donc influencés par la fonction non linéaire. Ils sont régis par l'équation différentielle suivante:

$$\dot{\underline{\xi}}_j = \frac{1}{\tau_j} \left(\mu_j g(\underline{\sigma}) \underline{S}^{eff,ve} : \underline{\sigma} - \underline{\xi}_j \right) \quad (3)$$

Tenseur des souplesses visqueuses efficaces

Le tenseur des souplesses visqueuses $\underline{S}^{eff,ve}$ efficace permet de prendre en compte l'influence des méso-dommages sur la viscosité du matériau. En effet, la création de fissures matricielles modifie les propriétés viscoélastiques apparentes de la matrice et donc du composite, en particulier pour des chargements hors-axes.

La résolution de l'équation (3) se fait numériquement à l'aide d'un schéma Euler implicite (Zeidler (a) 2004). Finalement, la déformation visqueuse du modèle ODM-CMO-v5 s'écrit :

$$\dot{\underline{\xi}}^{ve} = g(\underline{\sigma}) \sum_{j=1}^{nb \text{ visq}} \dot{\underline{\xi}}_j \quad (4)$$

Résolution implicite du modèle ODM-CMO

Le calcul des mécanismes visqueux élémentaires nécessite de connaître la contrainte or la loi de comportement vise à déterminer la contrainte connaissant la déformation imposée. La loi de comportement ODM nécessite donc la résolution d'un schéma implicite avec la contrainte comme variable inconnue.

Cette formulation spectrale non linéaire pose quatre problèmes majeurs. Le premier problème réside dans la difficulté d'identifier cette fonction non linéaire dont la forme est complexe.

Deuxièmement, comme montré sur la Figure 85, il a été observé dans des études précédentes (Marcin 2010) que la concavité des décharges est inversée par rapport à l'expérience. Ceci est dû au caractère biunivoque de l'asymptote visqueuse des mécanismes élémentaires. En calcul de structure, cela cause des erreurs dans la dissipation de l'énergie lors de cycles charge/décharge.

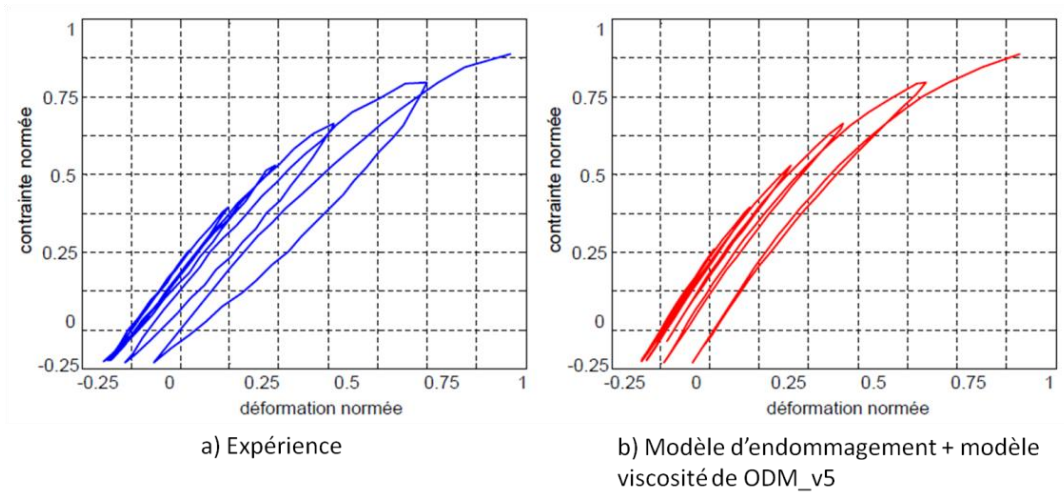


Figure 85 : Mise en évidence du problème d'hystérèses inversées avec la formulation de la viscosité d'ODM-CMO-v5 par (Marcin 2010)

Le troisième problème de cette formulation réside dans la non prise en compte de la **différence** de non linéarité visqueuse induite lors d'un essai en **traction** ou en **compression** pourtant constatée expérimentalement (Hurmane 2015).

Le dernier problème a été mis en évidence avec les simulations d'impact utilisant le modèle ODM-CMO-v5. La fonction non linéaire n'est pas bornée et est identifiée pour des sollicitations statiques. Cependant, lors des calculs d'impact, la forme hémisphérique de l'impacteur et le caractère dynamique de la sollicitation engendrent un état de tri-compression dans la zone sous l'impacteur avec des niveaux de contraintes extrêmement élevés. La fonction non linéaire $g(\sigma)$ induit alors des **niveaux de déformations visqueuses trop importants (aberrants)** comme observé sur la Figure 86.

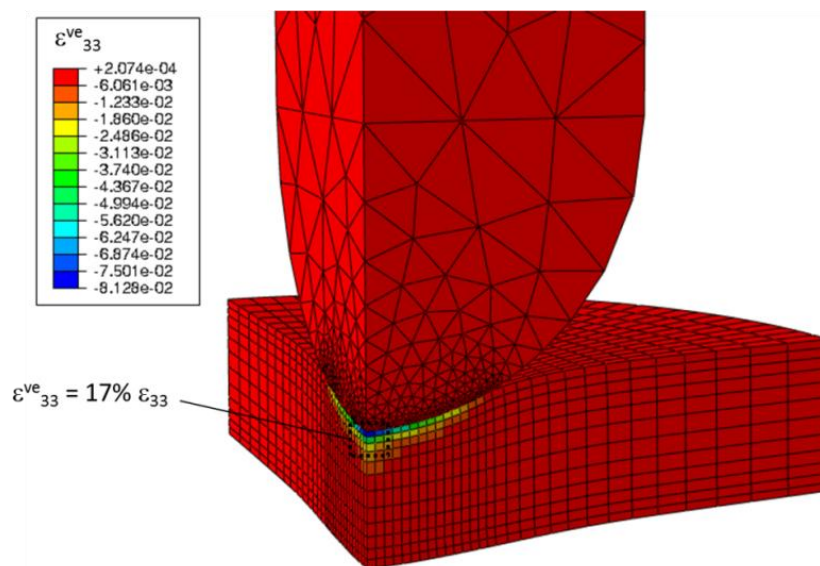


Figure 86 : Déformations visqueuses importantes sous l'impacteur avec le modèle ODM-CMO-v5. Impact à 150 J, $t=0,002s$, durée de l'impact à 0,004 s

III.2.2.2 La non linéarité visqueuse dans le modèle ODM-CMO-v7

Afin de lever le problème que pose la fonction non linéaire pour le calcul d'impact mais également pour faciliter l'identification de la non linéarité (Hurmane 2015), nous faisons l'hypothèse que la non linéarité de la viscosité est due à la création de micro-dommages. Pour cela, nous nous basons sur des observations réalisées au MEB (Microscope Electronique à Balayage) montrant ces micro-dommages (Hurmane 2015) qui sont des décohésions fibre/matrice à l'intérieur des torons ou de la microfissuration matricielle (intra ou inter torons). Ces micro-dommages sont supposés avoir un effet négligeable sur le comportement élastique du matériau, mais en revanche, ils pourraient influencer sur la viscoélasticité du matériau, fortement en lien avec les propriétés de la matrice constituant le composite interlock.

Dans ODM-CMO-v7 on considère trois variables de micro-dommages $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ dans les trois directions principales du matériau pour représenter ces mécanismes. Les micro-dommages s'activent lorsque les forces motrices de ce mode d'endommagement dépassent un certain seuil. Ces forces motrices d'endommagement s'écrivent :

$$y_i = \frac{1}{2} \left(\underline{\varepsilon}^{méca,+} : \underline{K}_i : \underline{\varepsilon}^{méca,+} \right) \quad (5) \quad i = 1, 2 \text{ ou } 3$$

Les forces motrices sont fonction de la déformation mécanique $\underline{\varepsilon}^{méca}$ qui est une partie de la déformation totale ne prenant pas en compte les déformations stockées et résiduelles qui sont, comme nous le verrons dans la suite de ce chapitre, des conséquences des méso-dommages. En ne prenant pas en compte les conséquences des endommagements dans les causes (les forces motrices), on évite des phénomènes d'« auto-emballement » de l'endommagement. La déformation mécanique s'écrit :

$$\underline{\varepsilon}^{méca} = \underline{S}^{eff} : \underline{\sigma} + \underline{\varepsilon}^{ve} \quad (6)$$

L'indice « + » sur les déformations mécaniques signifie que seule la partie en traction du chargement est moteur d'endommagement. C'est donc la partie positive des déformations mécaniques qui est prise en compte dans les forces. Celles-ci s'obtiennent en ne considérant que les composantes de la notation matricielle du tenseur des déformations (mécaniques ici) faisant intervenir la direction d'endommagement considérée. Ensuite, un changement de repère dans la base principale est effectué. La matrice des déformations dans cette base est alors diagonale. On considère alors la partie positive de la matrice dans la base principale (matrice composée des valeurs propres supérieures à 0) puis on effectue à nouveau un changement de repère de cette dernière dans la base initiale qui est la base d'orthotropie afin d'obtenir l'expression des déformations positives. Cette méthode est une alternative à la méthode qui consiste à prendre la partie positive de l'ensemble du chargement.

Les déformations positives

Les déformations positives sont à calculer pour chaque direction. On précise que dans ce mémoire les tenseurs d'ordre 2 sont représentés par une écriture vectorielle. Ainsi nous avons choisi la notation de Voigt pour le tenseur des déformations (et donc des déformations positives). L'écriture vectorielle du tenseur des déformations s'écrit alors :

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6\} = \{\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}, 2\varepsilon_{23}, 2\varepsilon_{13}, 2\varepsilon_{12}\}$$

Les déformations positives pour la direction 1 s'écrivent de la façon suivante:

$$\varepsilon_1^+ = \frac{(\lambda_{d_1}^+)^3}{\Omega_{d_1}} ; \varepsilon_6^+ = \frac{\varepsilon_6 (\lambda_{d_1}^+)^2}{\Omega_{d_1}} ; \varepsilon_5^+ = \frac{\varepsilon_5 (\lambda_{d_1}^+)^2}{\Omega_{d_1}}$$

$$\text{Avec } \lambda_{d_1}^+ = \frac{1}{2}(\varepsilon_1 + \sqrt{\varepsilon_1^2 + (\varepsilon_5^2 + \varepsilon_6^2)}) \text{ et } \Omega_{d_1} = (\lambda_{d_1}^+)^2 + \frac{1}{4}(\varepsilon_5^2 + \varepsilon_6^2)$$

- $\varepsilon_2^+, \varepsilon_3^+, \varepsilon_4^+$ sont nuls pour l'endommagement dans la direction 1.
- Si $\Omega_{d_1} = 0$ alors les déformations positives sont nulles pour l'endommagement dans la direction 1.
- Les déformations positives pour l'endommagement des directions 2 et 3 sont déduites par permutation des indices.
- Cette expression des déformations positives a pour avantage, par rapport à la partie positive classique, d'être dérivable analytiquement.
- De plus, cette expression permet un renforcement naturel du seuil apparent d'endommagement en compression/cisaillement sans ajout de coefficients supplémentaires

Les tenseurs $\underline{\underline{K}}_i$ permettent de faire intervenir les différentes composantes du chargement responsables de la création des micro-dommages. Il s'agit de la composante normale couplée avec les deux composantes de cisaillement faisant intervenir la direction considérée. Les termes de couplages des cisaillements sont notés a_{ij} . Dans la direction 1, l'écriture matricielle du tenseur s'écrit :

$$[\underline{\underline{K}}_1] = \begin{bmatrix} C_{11}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{15}C_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{16}C_{66}^0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

La notation $[\underline{\underline{X}}]$ fait référence à l'écriture matricielle des tenseurs d'ordre 4 et les écritures matricielles des tenseurs dans les directions 2 et 3 sont obtenues par permutation des indices. Comme cela sera vu dans la partie suivante, les forces motrices des micro-dommages sont les mêmes que les forces motrices des méso-dommages. On considère en effet que ces mécanismes interviennent à des échelles différentes mais sont créés par les mêmes chargements, les méso-dommages (fissuration matricielle) pouvant être vus comme la coalescence des micro-dommages. Seuls les seuils d'endommagement des forces motrices des micro-dommages et des méso-dommages sont différents. Il est ainsi facile de s'assurer que les micro-dommages s'activent avant les méso-dommages (seuils plus bas). Les forces motrices étant les mêmes pour les micro et méso-dommages, les termes de couplages des cisaillements a_{ij} sont déterminés à partir des seuils de méso-dommages en cisaillement mesurables notablement par l'analyse des résultats d'émission

acoustique. Les seuils des forces motrices $y_i^{0,\delta}$ à partir desquels les micro-dommages s'activent sont calculés à partir des déformations seuils d'endommagement avec la formule équivalente à (5) :

$$y_i^{0,\delta} = \frac{1}{2} (\varepsilon_i^{0,\delta})^2 C_{ii}^0 \quad (8) \quad i = 1, 2 \text{ ou } 3$$

Ainsi, l'utilisateur fournit la déformation seuil $\varepsilon_i^{0,\delta}$ directement mesurable par essai et la force motrice seuil associée est calculée dans le programme. Cependant, les micro-dommages étant à l'échelle microscopique et n'ayant pas d'effet sur le comportement élastique, ces déformations seuils ne peuvent être mesurées qu'au travers de l'évolution de la déformation visqueuse, particulièrement notable lors d'essai de fluage multi-paliers (Hurmane 2015).

Lorsque ces forces motrices dépassent le seuil d'endommagement, les micro-dommages s'activent. Ensuite, ces micro-dommages vont évoluer en fonction des forces motrices (donc du chargement) avec une certaine cinétique. On suppose que le matériau peut atteindre un taux maximal de micro-endommagements à partir duquel il ne peut plus y avoir de création de micro-dommages (d'autres mécanismes d'endommagement pouvant avoir lieu). Cela se traduit par une cinétique de micro-dommages présentant une saturation δ_i^c comprise entre 0 et l'infini :

$$\delta_i = \delta_i^c \left[1 - \exp \left(- \left(\frac{\langle \sqrt{y_i} - \sqrt{y_i^{0,\delta}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,\delta}}} \right)^{p_i^\delta} \right) \right] \text{ et } \dot{\delta}_i \geq 0 \quad (9) \quad i = 1, 2 \text{ ou } 3$$

La loi d'évolution des micro-dommages est régie essentiellement par deux paramètres $y_i^{c,\delta}$ et p_i^δ , dont l'allure est montrée en Figure 87. **L'utilisation de micro-dommages avec une saturation pour décrire la non linéarité visqueuse permet de borner la non linéarité quelque soit le chargement imposé.** C'est donc un premier élément de réponse au problème d'une non-linéarité trop importante révélée par les simulations d'impact.

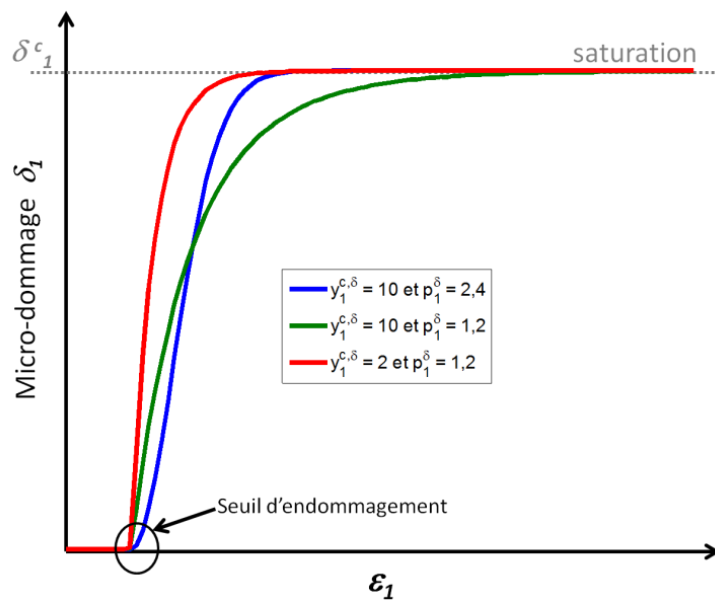


Figure 87 : Cinétique des micro-dommages (évolution avec le chargement)

Le deuxième élément de réponse est apporté par la manière dont les micro-dommages ont un effet sur la viscosité. Il a été observé expérimentalement (Hurmane 2015) pour un matériau interlock similaire que la viscosité est non linéaire en traction mais que cette non linéarité est négligeable en compression. Cela peut s'expliquer par la fermeture des micro-fissures existantes sous chargement de compression. Lorsque les fissures se referment sous chargement de compression, elles sont toujours présentes mais n'ont plus d'effet et sont dites passives. Le matériau retrouve alors une rigidité apparente initiale. L'attribution de la non-linéarité visqueuse aux micro-dommages est cohérente avec cette hypothèse. L'effet de fermeture des micro-fissures en compression est pris en compte dans le modèle ODM-CMO-v7. Les endommagements sont irréversibles et donc les variables

$$\delta_i \text{ ne peuvent jamais décroître (voir l'expression (9)) } \delta_i = \delta_i^c \left[1 - \exp \left(- \left(\frac{\langle \sqrt{y_i} - \sqrt{y_i^{0,\delta}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,\delta}}} \right)^{p_i^\delta} \right) \right] \text{ et}$$

$\delta_i \geq 0$). Cependant l'effet des micro-dommages sur la viscosité intervient dans le tenseur des souplesses $\Delta \underline{\underline{S}}^{ve,\delta}$, par l'intermédiaire de tenseurs d'effet, $\underline{\underline{H}}^{ve+}_i$ et $\underline{\underline{H}}^{ve-}_i$, et d'indices de désactivation η_i qui permettent de désactiver l'effet des micro-dommages en compression :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^{ve,\delta} = \sum_{i=1}^3 (\delta_i \underline{\underline{H}}^{ve}_i) \text{ avec } \underline{\underline{H}}^{ve}_i = \eta_i(\varepsilon) \underline{\underline{H}}^{ve+}_i + (1 - \eta_i(\varepsilon)) \underline{\underline{H}}^{ve-}_i \quad (10)$$

$$\text{et } \underline{\underline{S}}^{eff,ve} = \underline{\underline{S}}^{ve} + \Delta \underline{\underline{S}}^{ve,\delta} (+ \Delta \underline{\underline{S}}^{ve,d}) \quad (11)$$

Les indices de désactivation passent progressivement de 1 en traction à 0 en compression comme le montre la Figure 88. Ils sont régis par les formules :

$$\eta_i = \begin{cases} 1 & \text{si } \varepsilon_i^0 + \Delta \varepsilon_i^{close} \leq \bar{\varepsilon}_i \\ \frac{1}{2} \left(1 - \cos \left(\frac{\pi}{2} \frac{\bar{\varepsilon}_i + \Delta \varepsilon_i^{close}}{\Delta \varepsilon_i^{close}} \right) \right) & \text{si } \varepsilon_i^0 - \Delta \varepsilon_i^{close} \leq \bar{\varepsilon}_i \leq \varepsilon_i^0 + \Delta \varepsilon_i^{close} \\ 0 & \text{si } \bar{\varepsilon}_i \leq \varepsilon_i^0 + \Delta \varepsilon_i^{close} \end{cases} \quad (12) \quad i=1,2,3$$

La fermeture progressive est basée sur l'hypothèse que les fissures ne se ferment pas toutes simultanément (due à la dispersion sur l'orientation des fissures) dès le passage en compression. De plus, ces indices de désactivation sont également utilisés pour les méso-dommages et leur évolution progressive et continue est très intéressante numériquement comme cela sera évoqué par la suite pour la simulation d'essais d'impact.

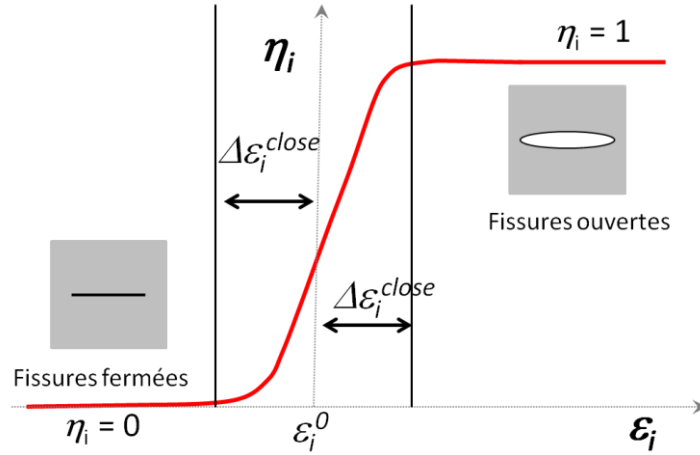


Figure 88 : Indice de désactivation des effets de l'endommagement avec fermeture progressive

Les tenseurs d'effet sont de la forme :

$$\left[\underline{H}_1^{ve+} \right] = \begin{bmatrix} S_{11}^{ve} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{15}^{ve} S_{55}^{ve} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{16}^{ve} S_{66}^{ve} \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \left[\underline{H}_1^{ve-} \right] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{15}^{ve} S_{55}^{ve} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{16}^{ve} S_{66}^{ve} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Les tenseurs dans les directions 2 et 3 sont obtenus par permutation des indices. Ces tenseurs font intervenir la direction normale de la fissure et ses plans de cisaillement. Les termes de cisaillement sont pondérés par des coefficients de couplage (h_{15}^{ve} et h_{16}^{ve} dans (13)) qui permettent de quantifier les effets dans les plans de cisaillement considérés. Le coefficient sur le terme normal est égal à 1 car la saturation de l'endommagement δ^c_1 (en facteur des tenseurs d'effet dans le tenseur des souplesses efficace (10)) permet déjà de quantifier l'effet dans cette direction. Le tenseur des effets en compression n'est pas totalement nul. En effet, seul le terme normal est nul. Cela permet de désactiver les effets des micro-dommages sur la viscosité en compression mais pas sur le cisaillement (les effets sur le cisaillement h_{15}^{ve} et h_{16}^{ve} sont donc les mêmes en traction et en compression). La déformation visqueuse se détermine ensuite avec les expressions (3) et (4) et une fonction $g(\sigma)$ constante et égale à 1 est utilisée. **Pour l'impact, les micro-dommages ne s'activent pas en compression sous l'impacteur et donc la non linéarité visqueuse n'entraîne pas des niveaux de déformations visqueuses excessifs dans cette zone (Figure 89).** Cependant, cela ne signifie pas que l'identification statique permet de reproduire fidèlement le comportement visqueux en dynamique. En effet, l'identification statique est supposée valable en statique et en dynamique basse vitesse. Les travaux de (Berthe 2013) adressent cette problématique et proposent un double spectre pour prendre en compte à la fois les mécanismes à faibles temps caractéristiques (essai dynamique) et ceux à temps caractéristiques plus élevés (essais quasi-statiques). Ce point constitue une perspective aux travaux menés dans cette étude.

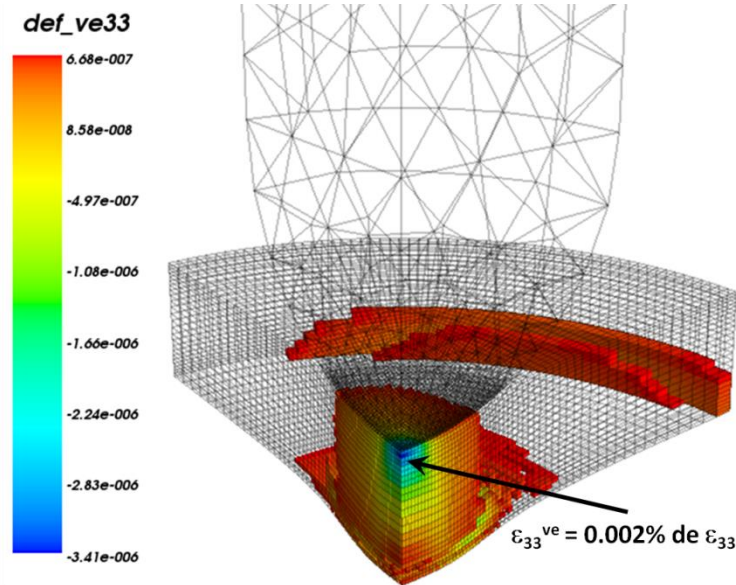


Figure 89 : Déformations visqueuses faibles sous l'impacteur avec le modèle ODM-CMO-v7. Impact à 150 J, $t=0,002s$, durée de l'impact à 0,004 s

Certaines difficultés résident toutefois dans l'identification du modèle ODM-CMO-v7 concernant les micro-dommages du fait de la petite échelle à laquelle ils interviennent (notamment les seuils). Cependant, l'identification est tout de même facilitée par rapport au modèle ODM-CMO-v5 puisque ces mécanismes sont basés sur des observations physiques. La concavité des hystérèses lors de chargements cyclique charge/décharge est également améliorée puisqu'elles ne présentent plus une concavité inversée. Les hystérèses sont cependant moins marquées qu'expérimentalement. Ces deux aspects sont détaillés dans (Hurmane 2015).

III.3 Représentation de la fissuration matricielle dans le plan

III.3.1 Les méso-dommages d_1 et d_2

Les micro-dommages représentent les mécanismes intervenant à l'échelle des micro-constituants (fibre/matrice) ayant un effet sur la viscosité du matériau mais sans effet notable sur le comportement élastique. Les fissures matricielles inter- et intra- torons, induites par l'impact et mises en évidence dans le chapitre précédent, sont observables à l'échelle des méso-constituants (torons et matrice) et donc observables visuellement. Ce type de fissures dans le plan sont prises en compte dans le modèle ODM-CMO avec les méso-dommages d_1 et d_2 . Bien que nous avons vu que les fissures matricielles peuvent présenter un angle dans le plan, on fait ici l'hypothèse simplificatrice qu'elles sont parfaitement droites (dans le sens de la chaîne et de la trame). Le formalisme général des méso-dommages résumé en Figure 90 pour ODM-CMO-v5 comme ODM-CMO-v7, est identique à celui des micro-dommages présenté précédemment. On présente dans cette partie les points particuliers relatifs à ces variables et les développements réalisés dans ODM-CMO-v7.

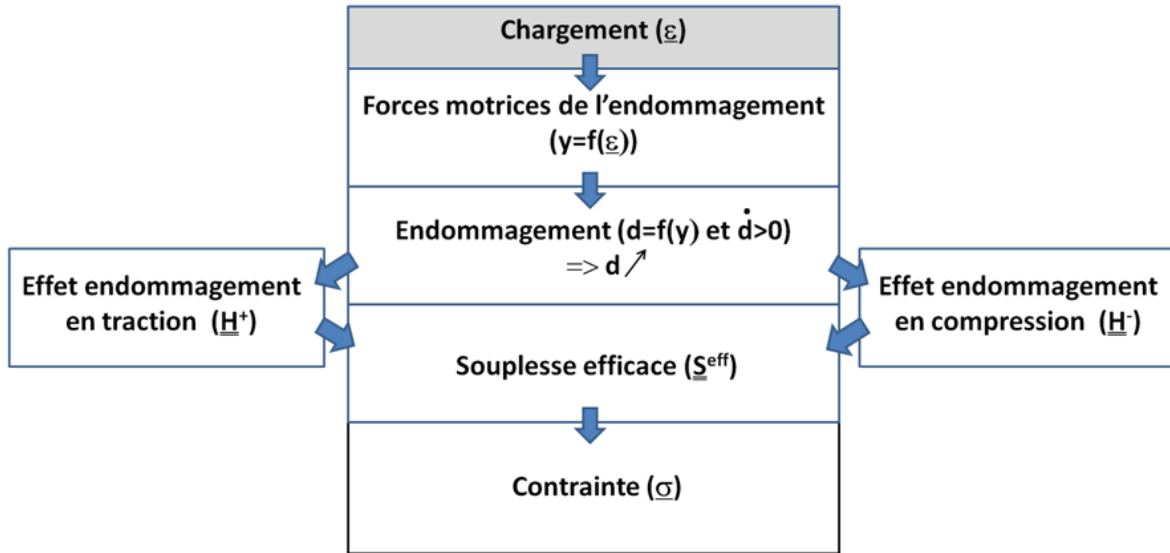


Figure 90 : Formalisme de l'endommagement dans les modèles ODM-CMO

III.3.1.1 Les forces motrices de l'endommagement

Dans le modèle ODM-CMO-v5, les forces motrices des méso-dommages séparent la partie normale y^n et la partie tangentielle y^t . La partie normale s'écrit :

$$y_1^n = \frac{1}{2}(\varepsilon_1^+ C_{11}^0 \varepsilon_1^+) \text{ ou } y_2^n = \frac{1}{2}(\varepsilon_2^+ C_{22}^0 \varepsilon_2^+) \quad (14)$$

et la partie tangentielle s'écrit :

$$y_1^t = \frac{1}{2}(\varepsilon_6^+ C_{66}^0 \varepsilon_6^+ + b_1 \varepsilon_5^+ C_{55}^0 \varepsilon_5^+) \text{ ou } y_2^t = \frac{1}{2}(\varepsilon_6^+ C_{66}^0 \varepsilon_6^+ + b_2 \varepsilon_4^+ C_{44}^0 \varepsilon_4^+) \quad (15)$$

La séparation en deux forces motrices (normale et tangentielle) est un choix qui provient à l'origine des modèles pour composites carbone/carbone (Marcin 2010) et qui a pour but d'avoir des lois d'évolutions d'endommagement également différentes pour les parties normale (essai de traction à 0°) et tangentielle (essai à 45°). De plus, pour les chargements de traction à 45°, seules des fissures à 45° (normales au chargement) sont observées, sans pour autant introduire d'autres variables d'endommagement spécifique.

Pour les interlocks CMO, un chargement à 45° ne génèrent pas de fissures à 45° mais génèrent une combinaison de fissures à 0° (chaîne) et de fissures à 90° (trame) car l'endommagement est orienté par la microstructure et non par le chargement. Dans le modèle ODM-CMO-v7, nous avons donc simplifié l'écriture des forces motrices en une seule partie, ce qui facilitera l'identification des lois d'évolution des endommagements. Bien qu'ils interviennent à des échelles différentes, les micro-dommages et les méso-dommages sont considérés comme étant un même mécanisme (fissures matricielles obtenues lorsque les micro-fissures coalescent entre elles). Les forces motrices des

méso-dommages dans ODM-CMO-v7 sont donc strictement les mêmes que les forces motrices y_1 et y_2 présentées en expression (5). On rappelle ici leur expression sous forme scalaire :

$$\begin{cases} y_1 = \frac{1}{2} \left(C_{11}^0 (\varepsilon_1^{meca,+})^2 + a_{15} C_{55}^0 (\varepsilon_5^{meca,+})^2 + a_{16} C_{66}^0 (\varepsilon_6^{meca,+})^2 \right) \\ y_2 = \frac{1}{2} \left(C_{22}^0 (\varepsilon_2^{meca,+})^2 + a_{24} C_{44}^0 (\varepsilon_4^{meca,+})^2 + a_{26} C_{66}^0 (\varepsilon_6^{meca,+})^2 \right) \end{cases} \quad (16)$$

En revanche, les déformations seuils pour activer les méso-dommages sont différentes (plus grandes) que celles des micro-dommages. Il est à noter que les forces motrices utilisent $\underline{\varepsilon}^{meca}$ (ne prenant pas en compte les déformations résiduelles et stockées), contrairement au modèle ODM-CMO-v5 qui fait intervenir la déformation totale dans les forces motrices des méso-dommages. Ne pas prendre en compte dans les forces motrices les déformations résiduelles et stockées, qui sont générées par les méso-dommages et détaillées dans la suite, évite des augmentations non contrôlées des déformations mécaniques. Ce point est important notamment pour les chargements cycliques.

III.3.1.2 La cinétique des méso-dommages

Les utilisateurs du modèle ODM-CMO-v5 doivent identifier, pour chaque méso-dommage, deux seuils correspondant à la partie normale et à la partie tangentielle. De plus, les seuils sont à indiquer par l'utilisateur directement sous la forme $y_i^{0,n}$ et $y_i^{0,t}$, grandeurs peu utilisées dans un bureau d'études. En simplifiant l'écriture des forces motrices en une seule par méso-dommage dans le modèle ODM-CMO-v7, nous **facilitons ainsi l'identification** puisque la détermination d'un seul seuil est nécessaire. De plus, ce seuil de méso-dommage est calculé avec l'expression (8) dans le modèle et le paramètre d'entrée est la déformation seuil de l'endommagement, directement mesurable, par exemple avec de l'émission acoustique, sur un essai de traction monotone.

Les cinétiques des méso-dommages sont similaires à celles que nous avons utilisées pour les micro-dommages (Figure 87). Elles présentent également des saturations puisque, tout comme les micro-dommages, on considère qu'il existe une densité de fissures matricielles maximale (même s'il ne s'agit pas ici d'un modèle à densité de fissures) intrinsèque à l'architecture du matériau tissé considéré. Dans le modèle ODM-CMO-v5, il y a encore une fois une cinétique pour la partie normale et une cinétique pour la partie tangentielle. Elles s'écrivent :

$$d_i = d_i^c \left[1 - \exp \left\{ - \left(\frac{\langle \sqrt{y_i^n} - \sqrt{y_i^{0,d,n}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,d,n}}} \right)^{p_i^{d,n}} - \left(\frac{\langle \sqrt{y_i^t} - \sqrt{y_i^{0,d,t}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,d,t}}} \right)^{p_i^{d,t}} \right\} \right] \quad (17) \quad i=1 \text{ ou } 2$$

Cela nécessite l'identification de quatre paramètres par méso-dommage, en plus de la saturation. Le modèle ODM-CMO-v7 ne présente qu'une saturation et deux paramètres de cinétique à identifier. Nous avons donc écrit la cinétique des méso-dommages dans ODM-CMO-v7 selon l'expression :

$$d_i = d_i^c \left[1 - \exp \left(- \left(\frac{\langle \sqrt{y_i} - \sqrt{y_i^{0,d}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,d}}} \right)^{p_i^d} \right) \right] \quad \text{et } \dot{d}_i \geq 0 \quad (18) \quad i = 1 \text{ ou } 2$$

Afin de respecter les principes thermodynamiques, nous rappelons encore ici que nous imposons aux d_i de ne jamais décroître comme écrit en expression (18).

Bien que nous ayons gardé des cinétiques de la même forme que celles du modèle ODM-CMO-v5, une différence est notable entre les méso-dommages des deux versions. Le modèle ODM-CMO étant formulé en déformation, donc en souplesse, les variables d'endommagement calculées sont « naturellement » comprises entre 0 et l'infini (sans considérer la saturation). En effet, si la souplesse tend vers l'infini, le matériau tend vers un état complètement dégradé. Cependant, pour un utilisateur, une variable d'endommagement comprise entre 0 et 1 (sans considérer la saturation) est plus facile à interpréter. Cette vision, du point de vue de la rigidité, permet d'estimer directement le taux de perte de rigidité et si le matériau est complètement dégradé (1 étant une valeur atteignable).

Pour cette raison, le modèle ODM-CMO-v5 effectue un changement de variable $d = \frac{d}{1+d}$ à l'intérieur du calcul. Ainsi, les variables d'endommagement du modèle ODM-CMO-v5 sont comprises entre 0 et 1. Afin de conserver la cohérence d'un modèle écrit en souplesse, nous avons choisi dans ODM-CMO-v7, de conserver un endommagement compris entre 0 et l'infini. Cependant, pour faciliter l'interprétation des résultats, nous calculons en post-traitement des calculs des variables d'endommagement dites « de bureau d'étude » en utilisant le même changement de variable. Cela a été effectué également pour les micro-dommages ainsi que les macro-dommages présentés par la suite.

III.3.1.3 Les effets des méso-dommages

Les fissures matricielles étant définies à une échelle intermédiaire (l'échelle mésoscopique), elles ont à la fois une influence sur la viscosité du matériau et sur le comportement élastique. Les modèles ODM-CMO prennent en compte la fermeture progressive des fissures en compression pour les méso-dommages, comme cela est fait pour les micro-dommages du modèle ODM-CMO-v7. Cela s'effectue par l'intermédiaire des indices de désactivation de l'endommagement présentés précédemment en Figure 88. Dans ODM-CMO-v7, ces indices sont strictement les mêmes que pour les micro-dommages. La fermeture des fissures requiert également l'utilisation de tenseurs d'effet en traction et en compression.

Dans le modèle ODM-CMO-v7, les mécanismes de création des méso-dommages étant supposés être les mêmes que pour les micro-dommages, les tenseurs d'effet visqueux sont supposés les mêmes et sont présentés en (13). Il n'y a donc pas de paramètres supplémentaires. C'est la valeur des variables qui permet d'avoir une influence plus forte des méso-dommages sur la viscosité. Les tenseurs d'effet de ODM-CMO-v5 et de ODM-CMO-v7 ont une forme générale similaire, celle de tenseurs de matériau orthotrope avec 9 composantes indépendantes. Cependant, comme le montre l'expression

(13), représentant les tenseurs d'effet visqueux des micro- et des méso-dommages, nous avons simplifié leur écriture dans ODM-CMO-v7. En effet, nous considérons que les endommagements micro et méso ne peuvent avoir d'effet que dans la direction normale de la fissure et dans les plans de cisaillements contenant la fissure. De plus, les effets dans les deux plans de cisaillement sont considérés identiques en traction et en compression. Ainsi, seuls deux paramètres \underline{h}^{ve}_{ij} sont à identifier par micro/méso-dommages (paramètres permettant de quantifier les proportions des effets en cisaillement par rapport à la composante normale). Ces simplifications permettent, encore une fois, de réduire le nombre de paramètres à identifier par rapport à la version précédente du modèle. Un autre avantage est l'impossibilité d'obtenir des tenseurs d'effet qui ne soient pas définis positifs (ce qui est contraire aux principes thermodynamiques) en imposant les termes hors-diagonaux à 0. Ces hypothèses simplificatrices se basent sur une représentation idéale des fissures parfaitement planes, ce qui n'est pas le cas dans la réalité.

Finalement, la variation de souplesse visqueuse due aux méso-dommages dans ODM-CMO-v7 s'écrit donc :

$$\Delta \underline{S}^{ve,d} = \sum_{i=1}^2 \left(d_i \underline{H}_i^{ve} \right) \quad \text{avec} \quad \underline{H}_i^{ve} = \eta_i(\varepsilon) \underline{H}_i^{ve+} + (1 - \eta_i(\varepsilon)) \underline{H}_i^{ve-} \quad (19)$$

En reprenant et en factorisant l'expression (11), on obtient alors le tenseur des souplesses visqueuses efficace total :

$$\Delta \underline{S}^{ve,d} = \sum_{i=1}^2 \left[(\delta_i + d_i) \underline{H}_i^{ve} \right] + \delta_3 \underline{H}_3^{ve} \quad (20)$$

L'effet des méso-dommages sur le comportement élastique se construit de manière analogue. Les tenseurs d'effets des méso-dommages sur la souplesse élastique efficace dans ODM-CMO-v7 s'écrivent (les tenseurs dans la direction 2 sont obtenus par permutation des indices):

$$\left[\underline{H}_1^{d+} \right] = \begin{bmatrix} S_{11}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{15}^d S_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{16}^d S_{66}^0 \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \left[\underline{H}_1^{d-} \right] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{15}^d S_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{16}^d S_{66}^0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

Les micro-dommages n'ayant pas d'influence sur la partie élastique du matériau, la variation de souplesse due aux méso-dommages est donnée par l'expression :

$$\Delta \underline{S}^d = \sum_{i=1}^2 \left[d_i \underline{H}_i^d \right] \quad \text{avec} \quad \underline{H}_i^d = \eta_i(\varepsilon) \underline{H}_i^{d+} + (1 - \eta_i(\varepsilon)) \underline{H}_i^{d-} \quad (22)$$

Ce formalisme des méso-dommages a pour but de modéliser la fissuration matricielle transverse. Les simulations éléments finis d'impact ont permis de vérifier que les mécanismes introduits dans le modèle matériau ODM-CMO-v7 sont pertinents pour décrire ce type d'endommagement lors d'une sollicitation d'impact. La Figure 91 montre que le modèle est capable de prévoir leur

répartition très fidèlement. On observe en effet la même répartition en bande de cisaillement telle que décrite au chapitre précédent. De plus, l'absence d'endommagement matriciel transverse dans l'axe de l'impact est également reproduite grâce à l'usage de la partie positive des déformations mécaniques. Cela montre notamment la bonne prise en compte des cisaillements inter-laminaires pour la création de l'endommagement dans le modèle.

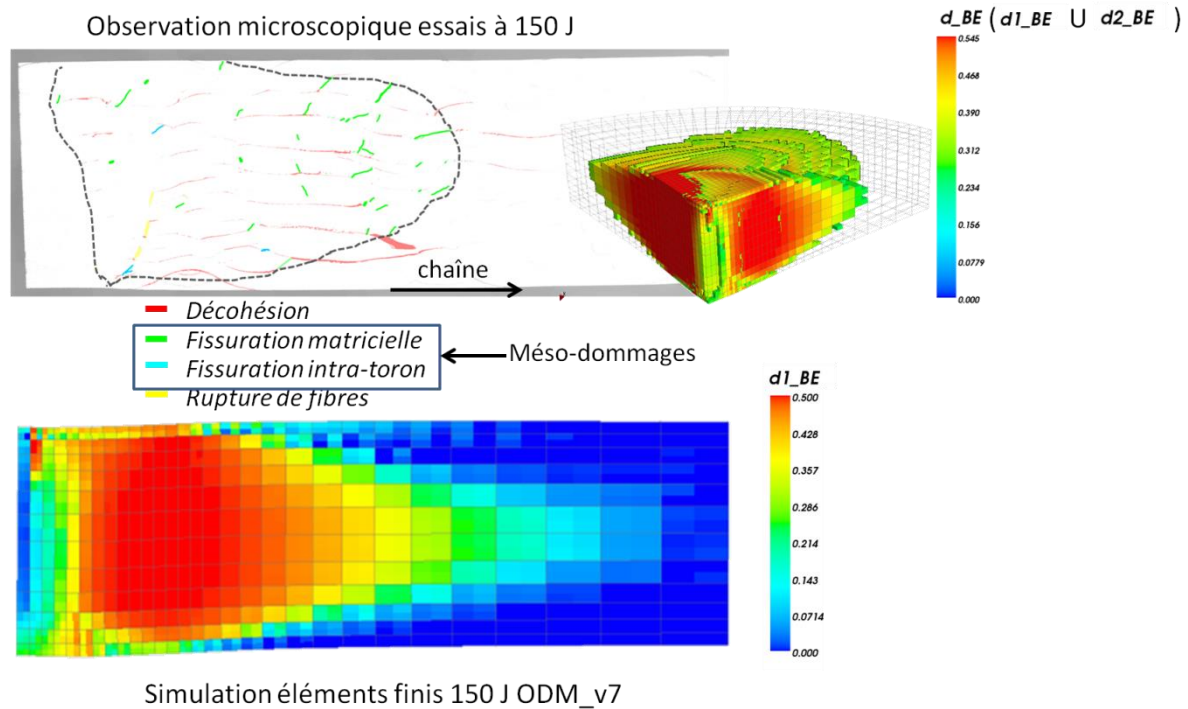


Figure 91 : Modélisation des mécanismes de méso-dommages observés durant l'impact avec le modèle ODM-CMO-v7

III.3.2 Les déformations stockées dues aux méso-dommages

III.3.2.1 La nécessité des déformations stockées

Comme cela a été évoquée en introduction de ce chapitre, la loi ODM-CMO (expression (1)) fait intervenir une déformation appelée déformation stockée. Cette déformation permet de compenser une discontinuité introduite par les méso-dommages lors du passage de l'état d'une fissure ouverte à une fissure fermée. La discontinuité est visible sur la courbe de comportement lors d'un chargement de traction/compression, illustré sur la Figure 92 par un saut de solution à l'instant de fermeture des fissures lorsque l'on ne prend pas en compte les déformations stockées.

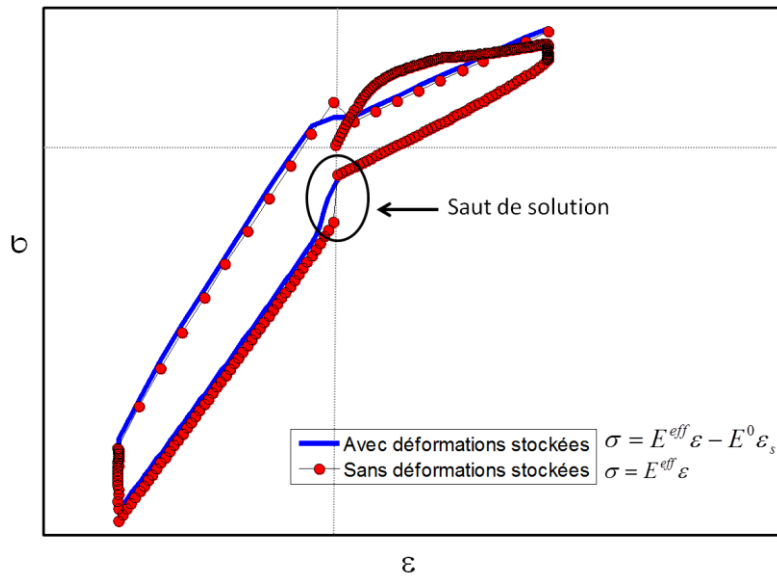


Figure 92 : Loi de comportement 1D avec méso-dommages sans et avec déformations stockées

Cette discontinuité est due à l'introduction de la fermeture progressive des fissures, pourtant observée expérimentalement. Le schéma explicatif en Figure 93 permet de visualiser la raison de l'existence des déformations stockées. On considère un volume de matrice comportant une fissure (Figure 93a). Ce volume est soumis à une traction ouvrant la fissure (Figure 93b). On y ajoute ensuite une sollicitation de cisaillement (Figure 93c) puis on ferme la fissure par compression en maintenant le chargement de cisaillement (Figure 93d). Bien que la fissure soit fermée, les points A et B initialement confondus ne le sont plus (il y a donc des déformations). Lorsque l'on relâche le cisaillement, en l'absence de frottement, ces points vont passer instantanément de l'état disjoint à l'état confondu. Pour pallier cette discontinuité, on stocke donc les déformations à l'instant de fermeture des fissures et on les restitue progressivement lors de la réouverture des fissures, puis totalement lorsque la fissure est ouverte.

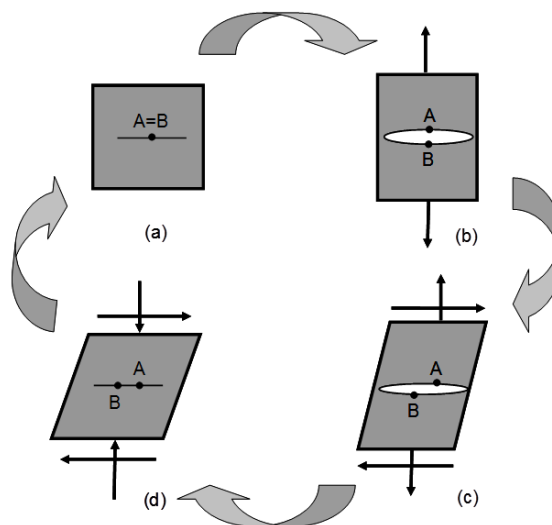


Figure 93 : Schéma expliquant l'origine des déformations stockées dans le modèle ODM-CMO

La formulation des déformations stockées dans les modèles ODM-CMO s'obtient en considérant un état $(\sigma_1, \varepsilon_1, \varepsilon_1^s, \eta_1)$ en présence d'une fissure ouverte, un état $(\sigma_2, \varepsilon_2, \varepsilon_2^s, \eta_2)$ en présence d'une fissure fermée et en faisant le passage à la limite de l'un à l'autre. L'expression obtenue est :

$$\dot{\underline{\varepsilon}}^s = -\underline{S}^0 : \left[\sum_{i=1}^2 \dot{\eta}_i d_i \underline{C}^{eff} : \Delta \underline{H}_i : \underline{C}^{eff} : (\underline{\varepsilon} - \underline{\varepsilon}^{th} - \underline{\varepsilon}^0) \right] \text{ avec } \Delta \underline{H}_i = \underline{H}_i^{d+} - \underline{H}_i^{d-} \quad (23)$$

Cette expression montre que les déformations stockées évoluent uniquement lorsque l'endommagement est non nul et que les indices de désactivation évoluent (c'est-à-dire dans un petit intervalle autour de la fermeture - Figure 88).

De plus, si l'on considère cette fois une fermeture instantanée à déformation nulle et conservant les effets de l'endommagement sur les composantes de cisaillement en compression avec les termes \underline{h}_{15}^d et \underline{h}_{16}^d (pas de friction aux lèvres de fissures), les déformations stockées peuvent être négligées. Afin de montrer l'importance de l'introduction de ces déformations stockées dans le modèle, nous avons dans un premier temps effectués des calculs d'impact avec ces hypothèses simplificatrices (fermeture instantanée). Lors de ces calculs, les indices s'activent et se désactivent sans cesse aux points de Gauss aux bords de la zone d'impact. La multitude d'états des fissures très différents (ouverts ou fermés et avec des endommagements importants) pour des points de Gauss voisins entraîne une divergence systématique des calculs. Le caractère progressif et continue des indices de désactivation est indispensable numériquement pour une résolution efficace des problèmes d'impact. La prise en compte des déformations stockées l'est donc également.

III.3.2.2 La méthode de résolution numérique des déformations stockées

Nous avons porté une attention particulière à l'intégration de l'expression (23). En effet, la déformation stockée étant un artifice numérique, il est nécessaire d'intégrer correctement le taux de déformation stockée. Notamment sur un cycle de chargement fermé, toutes les déformations stockées doivent être restituées afin de ne pas créer d'énergie artificiellement. Cette intégrale est résolue de façon approchée à l'aide d'un schéma numérique. Ce dernier se base sur la discrétisation temporelle du problème éléments finis nécessaire pour la résolution d'une loi de comportement. Des erreurs d'approximation dans l'intégration de l'expression (23) peuvent conduire à générer artificiellement de l'énergie, ce qui est d'autant plus problématique pour des chargements cycliques.

La méthode d'intégration utilisée dans la précédente version du modèle ODM-CMO-v5 est une méthode de type Euler explicite (Zeidler (a) 2004), mais en utilisant la déformation moyenne

$$\underline{\varepsilon}^{moy} = \frac{\underline{\varepsilon}^{old} + \underline{\varepsilon}}{2} \text{ où } \underline{\varepsilon}^{old} \text{ est la déformation au pas de temps précédent et } \underline{\varepsilon} \text{ la déformation au pas}$$

de temps considéré. L'utilisation de cette déformation moyenne a pour but d'améliorer l'intégration en conservant une méthode simple. La Figure 94 schématise cette méthode d'intégration que l'on notera par la suite méthode d'*Euler au point milieu*. La fonction utilisée pour ces représentations est une fonction de la forme de celle utilisée pour les indices d'activation puisque ce sont ces derniers

qui pilotent les déformations stockées. Si les pas de temps sont très faibles, l'erreur engendrée par cette méthode d'intégration est tout à fait acceptable.

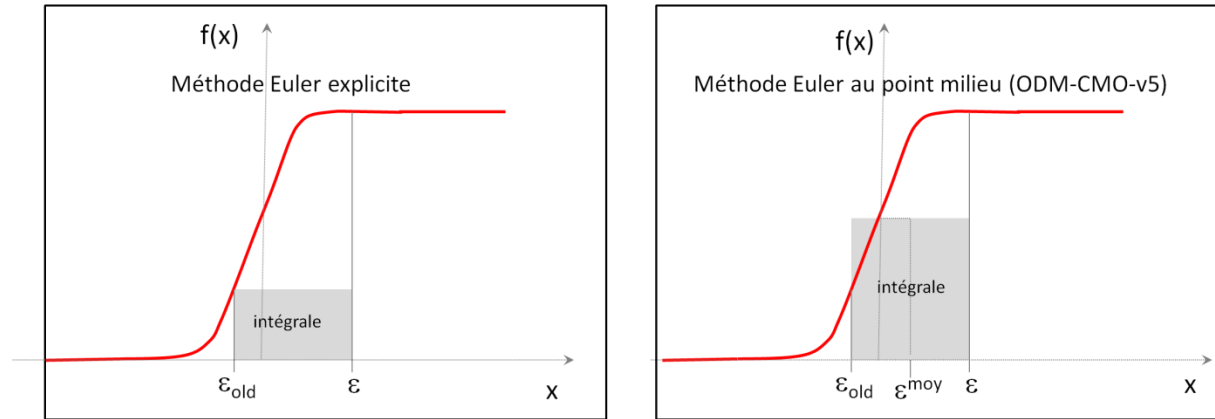


Figure 94 : Schématisation de l'intégration numérique par la méthode d'Euler explicite (gauche) et par la méthode d'Euler au point milieu comme utilisée dans ODM-CMO-v5 (droite)

Méthode d'intégration numérique Euler explicite et Euler au point milieu

Soit f une fonction non-linéaire. On cherche à intégrer numériquement l'expression $y' = f(x)$ entre x_{old} et x_{new} .

Le schéma Euler explicite s'écrit :

$$\Delta y = f(x_{old})\Delta x \quad \text{avec } \Delta y = y_{new} - y_{old} \text{ et } \Delta x = x_{new} - x_{old}$$

Le schéma Euler au point milieu utilisé dans ODM-CMO-v5 s'écrit :

$$\Delta y = f(x_{average})\Delta x \quad \text{avec } x_{average} = \frac{x_{old} + x_{new}}{2}$$

Cependant, la méthode d'intégration du modèle ODM-CMO-v5 reste insuffisante pour une estimation satisfaisante de l'intégrale dans le cas de pas de temps plus importants. En effet, on observe, avec cette méthode, une dépendance du résultat au pas de discrétisation temporelle. Il résulte de cette observation que, sans un pas de temps très petit, l'intégrale des déformations stockées est mal approchée. Cela induit, dans ce cas, une accumulation artificielle d'énergie lors d'un chargement cyclique puisque les déformations stockées ne sont pas rendues entièrement à chaque cycle. Ce phénomène est illustré sur la Figure 95 où l'on impose en déformation deux cycles de traction/compression complet avec un rapport ($\epsilon_{min}/\epsilon_{max} = -1$). On observe pour le plus grand pas de temps testé (0,1 s), qu'au bout de deux cycles les déformations stockées représentent 25% de la déformation maximale alors qu'elles devraient être nulles. Pour le plus petit pas de temps (0,001 s), les déformations stockées sont bien restituées en fin de chaque cycle. Cependant, des pas de temps si petits sont inenvisageables pour du calcul de structure, d'autant qu'on cherche à limiter au maximum les temps de calcul.

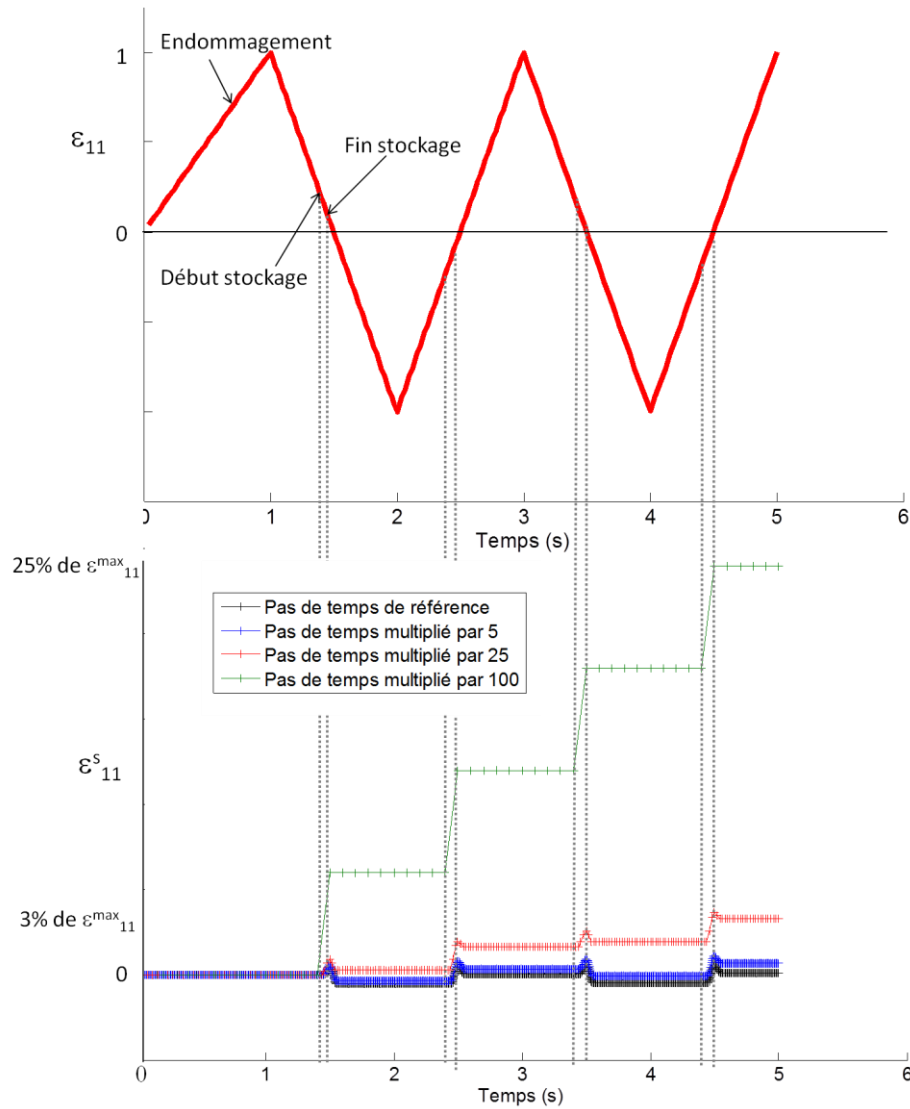


Figure 95 : Mise en évidence de la dépendance au pas de temps du calcul de l'intégrale des déformations stockées avec la méthode d'intégration d'ODM-CMO-v5

Afin de rendre le calcul des déformations stockées moins sensible à la discrétisation temporelle, nous avons étudié d'autres méthodes d'intégration. Nous avons ainsi comparé la méthode d'intégration du modèle ODM-CMO-v5 avec une méthode des trapèzes et une méthode de quadrature de Gauss d'ordre 3 (Zeidler (a) 2004). Les principes de ces schémas numériques sont illustrés sur la Figure 96. La méthode des trapèzes exige le calcul de l'expression (23) en $\underline{\varepsilon}^{old}$ et en $\underline{\varepsilon}$. Les variables à $\underline{\varepsilon}^{old}$ ont été calculées à l'incrément précédent et sont donc connues. En revanche, les variables à $\underline{\varepsilon}$ ne le sont pas puisqu'elles sont l'objet de l'incrément en cours. A l'intérieur du calcul de la méthode des trapèzes, toutes les variables (pour obtenir \underline{C}^{eff} notamment) sont évaluées localement en $\underline{\varepsilon}$ et pour cela, la contrainte est nécessaire. Il convient donc de résoudre un schéma implicite. Cependant, comme nous l'avons vu dans la partie concernant la viscosité, la loi de comportement est elle-même implicite et se résout par une méthode itérative de type Newton-Raphson (Zeidler (b) 2004). La résolution implicite de la méthode des trapèzes se fait donc naturellement au cours des itérations de la loi de comportement. Comparativement à la méthode d'Euler utilisée dans ODM-CMO-v5, la

méthode des trapèzes est plus lourde puisque qu'elle demande une évaluation supplémentaire de toutes les variables du modèle. Néanmoins, cela a peu d'influence sur le temps de calcul à l'échelle de la structure avec un code implicite car elle n'a lieu que lorsque le chargement se situe dans la zone restreinte où les indices de désactivation évoluent et en présence d'endommagement simultanément.

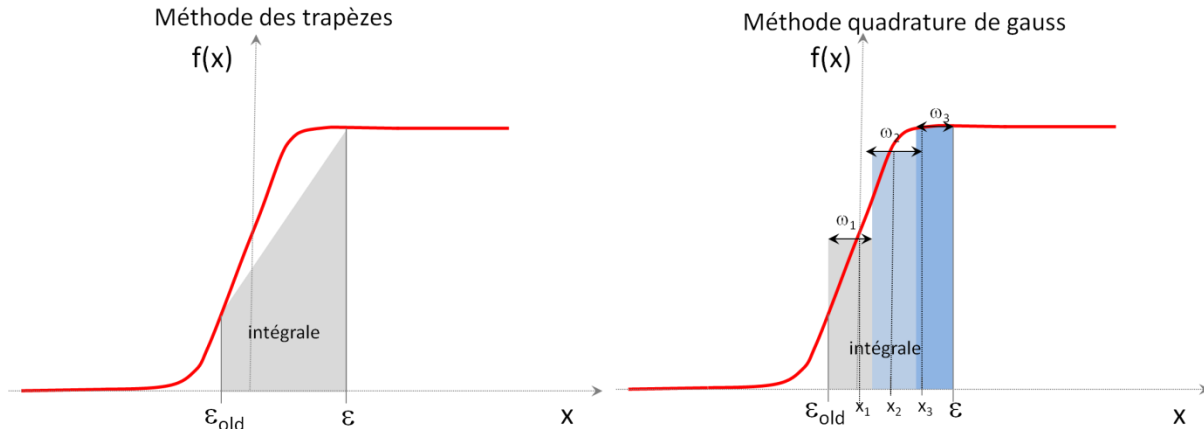


Figure 96 : Principes des méthodes d'intégration numérique par la méthode des trapèzes (gauche) et par quadrature de Gauss (droite)

Méthode d'intégration numérique des trapèzes

Soit f une fonction non-linéaire. On cherche à intégrer numériquement l'expression $y' = f(x)$ entre x_{old} et x_{new} .

Le schéma des trapèzes s'écrit (calcul de l'aire du trapèze) :

$$\Delta y = \frac{f(x_{old}) + f(x_{new})}{2} \Delta x \quad \text{avec } \Delta y = x_{new} - x_{old}$$

Méthode d'intégration numérique de quadrature de Gauss d'ordre 3

Soit f une fonction non-linéaire. On cherche à intégrer numériquement l'expression $y' = f(x)$ entre x_{old} et x_{new} .

Le schéma de la quadrature de Gauss d'ordre 3 s'écrit :

$$\Delta y = (\omega_1 f(x_1) + \omega_2 f(x_2) + \omega_3 f(x_3)) \Delta x$$

Cette méthode s'applique sur le domaine d'intégration normalisé $[-1, 1]$. Il est donc nécessaire d'effectuer au préalable un changement de variable pour se placer sur ce domaine normalisé. La répartition des nœuds x_i sur cet intervalle et leur poids sont optimisés. Les nœuds sont les racines d'un polynôme orthogonal à f au sens du produit scalaire intégral. A l'ordre 3 ces points sont $(-\sqrt{3/5}, 0, \sqrt{3/5})$ sur l'intervalle $[-1, 1]$. Les poids ω_i permettent de pondérer l'influence de ces points et sont déterminés de manière unique en fonction des x_i . A l'ordre 3 les poids sont $(5/9, 8/9, 5/9)$.

La méthode de la quadrature de Gauss d'ordre 3 utilise trois points situés dans l'intervalle d'intégration $[\underline{\varepsilon}^{old}, \underline{\varepsilon}]$. La répartition de ces points, donnée par la formule de Gauss, est optimale et leur contribution est pondérée. La méthode demande d'évaluer l'expression (23) (donc toutes les variables du modèle) en ces trois points qui ne constituent pas des points de la discrétisation temporelle éléments finis. Cela ne présente pas de difficulté lorsque la loi de comportement est explicite. Dans le cas d'une loi implicite, comme c'est le cas ici, cette méthode n'est pas utilisable telle qu'elle car on ne peut évaluer la contrainte en ces points sans effectuer de sous-discrétisation temporelle du chargement. Nous avons donc choisi, pour utiliser cette méthode, de faire une approximation linéaire de la contrainte en ces points. Lorsque l'évolution des méso-dommages sur le pas de temps considéré est faible, cette hypothèse est tout à fait correcte sur l'ensemble des cas structuraux traités dans cette thèse. La méthode de quadrature de Gauss d'ordre $N=3$ est connue pour être une méthode d'intégration très précise (plus que les méthodes Euler ou des trapèzes) puisqu'elle est exacte si la fonction à intégrer peut-être approchée par un polynôme d'ordre $2N-1$ (soit 5 dans le cas présent). La question qui se pose alors est de savoir si une méthode d'intégration précise effectuée à partir d'une approximation (quadrature de Gauss avec approximation linéaire sur les contraintes) est plus appropriée qu'une méthode moins précise mais effectuée à partir de valeurs exactes (méthode des trapèzes). La Figure 97 compare les déformations stockées obtenues pour le chargement cyclique de la Figure 95 avec les différentes méthodes d'intégration. Une solution obtenue avec un pas de temps très faible et avec la méthode de quadrature de Gauss sert de solution de référence (avec ce pas de temps toutes les méthodes donnent la même solution). Les méthodes d'Euler au point milieu (ODM-CMO-v5) et des trapèzes aboutissent toutes les deux à une accumulation des déformations stockées au fil des cycles. **Seule la méthode de la quadrature de Gauss permet d'obtenir une solution proche de la solution de référence et de ne pas accumuler de déformations stockées** (elles sont nulles à la fin de chacun des cycles). De plus, la Figure 98 montre que **cette méthode est quasiment insensible au pas de temps** pour le même chargement.

Dans ODM-CMO-v7, nous avons donc choisi de calculer les déformations stockées avec une méthode de quadrature de Gauss d'ordre 3 utilisant une approximation linéaire de la contrainte.

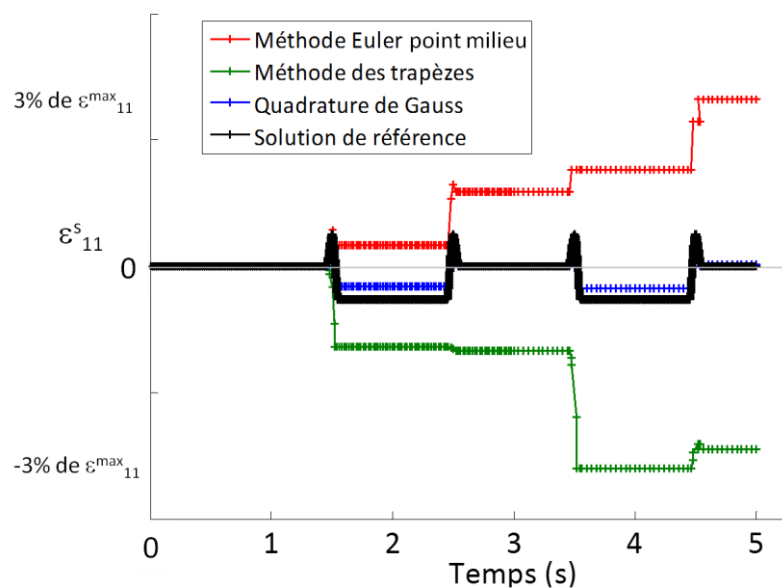


Figure 97 : Comparaison des méthodes d'intégration pour les déformations stockées avec un pas de temps de 0,02 s

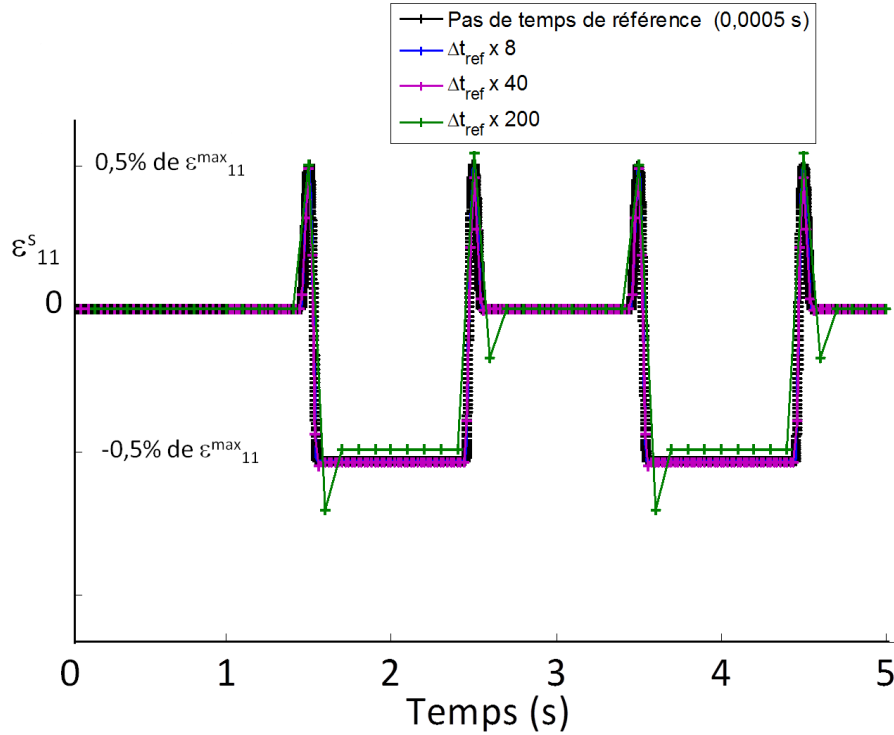


Figure 98 : Insensibilité de la méthode de quadrature de Gauss au pas de temps pour l'intégration des déformations stockées

Afin de rendre la méthode de quadrature de Gauss encore plus robuste, en particulier pour les très grands pas de temps, nous avons, de plus, utilisé une méthode d'optimisation des bornes d'intégration dans ODM-CMO-v7. La méthode est illustrée sur la Figure 99 avec la méthode des trapèzes (pour des raisons pédagogiques). Les déformations stockées ne s'activent que dans l'intervalle restreint $[-\Delta \underline{\varepsilon}_{close}, \Delta \underline{\varepsilon}_{close}]$ où les indices de désactivation évoluent. Le pas de temps de la discrétisation éléments finis peut être bien plus grand que la longueur de cet intervalle $2\Delta \underline{\varepsilon}_{close}$. Si les bornes d'intégrations naturelles $\underline{\varepsilon}^{old}$ et $\underline{\varepsilon}$ sont en dehors de cet intervalle alors une erreur est commise sur l'intégrale puisque l'expression à intégrer est nulle sur une partie de l'intervalle. La méthode d'optimisation des bornes consiste alors à utiliser des bornes d'intégration différentes de celles de la discrétisation éléments finis sans changer la discrétisation. Ces bornes $[\underline{\varepsilon}_{inf}, \underline{\varepsilon}_{sup}]$ sont changées de manière à ne pas intégrer la fonction sur un intervalle où cette dernière est nulle. Les différents cas possibles sont illustrés sur les Figure 99. Le cas où les rôles de $\underline{\varepsilon}^{old}$ et $\underline{\varepsilon}$ sont inversés est pris en compte également et si $\underline{\varepsilon}^{old}$ et $\underline{\varepsilon}$ sont tous deux dans l'intervalle $[-\Delta \underline{\varepsilon}_{close}, \Delta \underline{\varepsilon}_{close}]$, la méthode ne change pas les bornes.

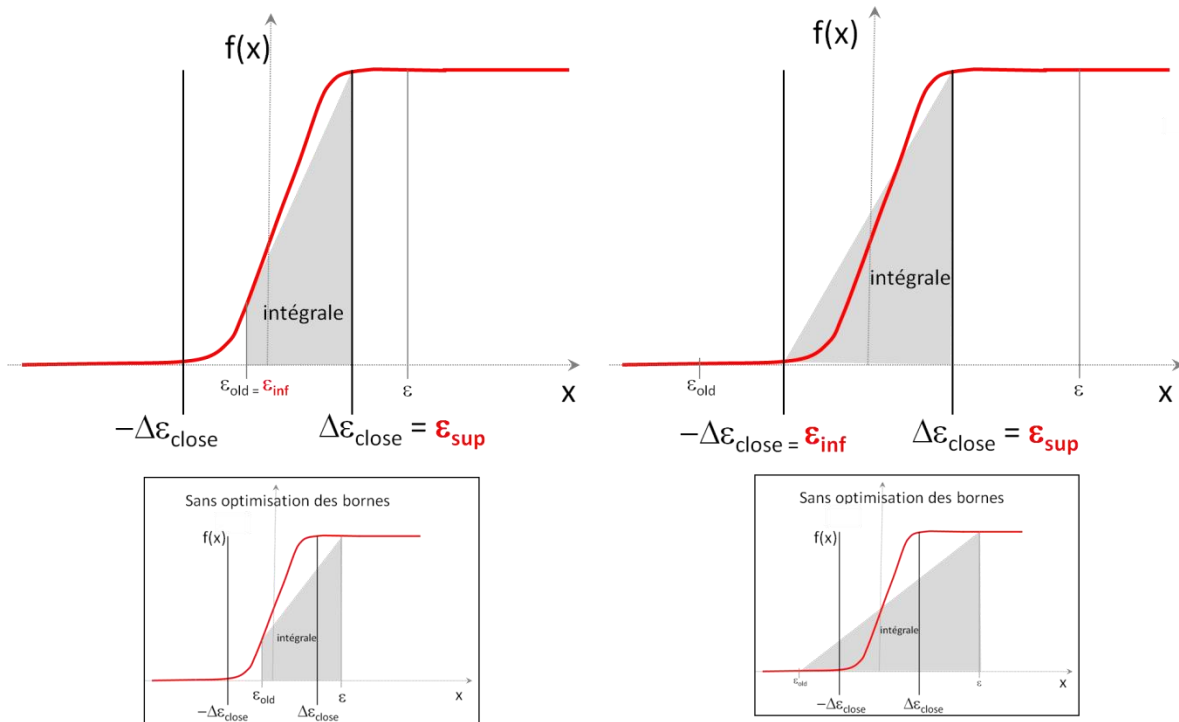


Figure 99 : Schématisation de la méthode d'optimisation des bornes d'intégration

La méthode d'optimisation des bornes utilisée avec la méthode des trapèzes alourdirait le calcul de l'intégrale puisque la fonction à intégrer doit être dans ce cas évaluée aux nouvelles bornes en plus de l'évaluation aux bornes initiales (nécessaire pour la résolution de la loi). En revanche, utilisée avec la quadrature de Gauss, comme c'est le cas dans ODM-CMO-v7, cela ne nécessite aucun calcul supplémentaire. En effet, la quadrature de Gauss utilise déjà des points ne provenant pas de la discrétisation éléments finis. La méthode d'optimisation des bornes revient alors à optimiser la position des points de la quadrature de Gauss.

La quadrature de Gauss couplée avec l'optimisation des bornes d'intégration permet d'utiliser de grands pas temps (Figure 100). Cela permet ainsi de réduire les temps de calcul en conservant une bonne précision pour du calcul de structures ou des calculs de fatigue.

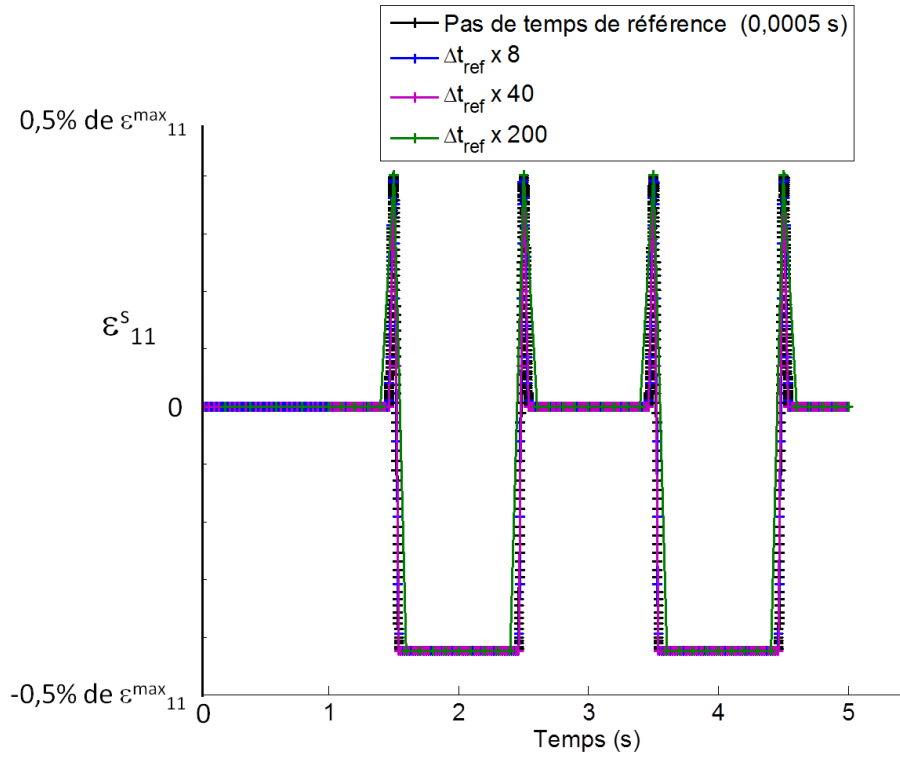


Figure 100 : Insensibilité au pas de temps de la méthode de quadrature de Gauss avec optimisation des bornes pour l'intégration des déformations stockées

III.3.3 Les déformations résiduelles dues aux méso-dommages

Un autre type de déformation intervient dans la formulation du modèle **(1)**. Il s'agit des déformations résiduelles qui sont également en lien avec la présence des méso-dommages. Dans le matériau, la création de fissures matricielles libèrent des contraintes résiduelles de cuisson ce qui entraîne des déformations irréversibles et permanentes modélisées par la déformation $\underline{\underline{\epsilon}}^r$ liée aux méso-dommages.

La forme des déformations résiduelles est similaire à celle utilisée pour les déformations stockées et elles s'écrivent :

$$\underline{\underline{\dot{\epsilon}}}^r = \underline{\underline{S}}^0 : \left[\sum_{i=1}^2 \chi_i d_i [\underline{\underline{C}}^{eff} : \underline{\underline{H}}_i^d : \underline{\underline{C}}^{eff}] : (\underline{\underline{\epsilon}} - \underline{\underline{\epsilon}}^{th} - \underline{\underline{\epsilon}}^0) \right] \quad (24)$$

On remarque, avec cette expression, que lorsque l'endommagement croît, les déformations résiduelles augmentent. χ_1 et χ_2 sont deux paramètres matériau permettant de déterminer l'évolution des déformations résiduelles. D'un point de vue matériau, ces paramètres s'identifient sur des essais de traction incrémentale (avec création de méso-dommages) dans le sens de la chaîne et en sens trame comme le montre la Figure 101 dans le sens trame. Ces déformations résiduelles sont importantes à prendre en compte dans le modèle pour les calculs d'impact comme présenté au

chapitre suivant. Pour le calcul sur structure, et en l'absence d'un modèle plastique (Cousigné et al. 2013) ou viscoplastique (Mateos et al. Juin 2014), **ce sont elles qui permettent d'obtenir une empreinte résiduelle permanente en surface comme cela est observé expérimentalement** (Figure 102). Ce type d'approche utilisant les effets résiduels induits par les méso-fissures est également utilisé par (Halm & Dragon 1996).

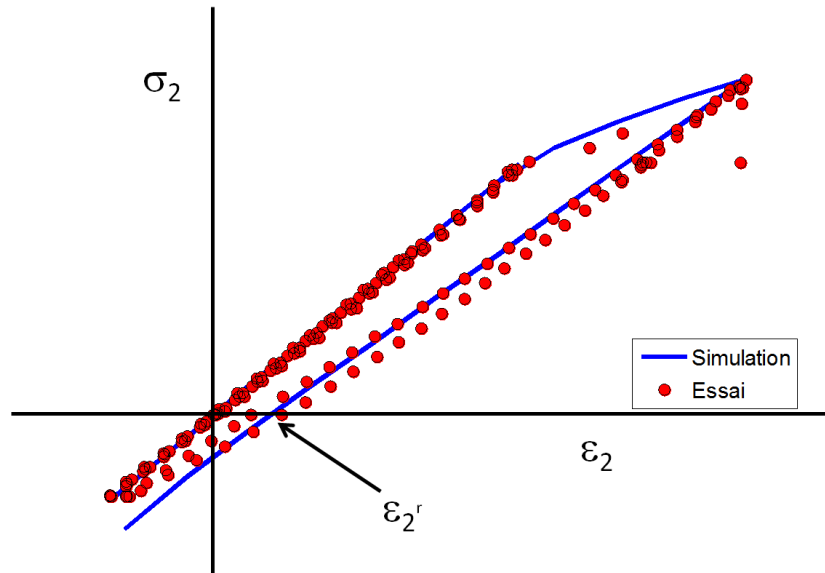


Figure 101 : Identification des déformations résiduelles sur un essai de traction incrémentale en sens trame avec ODM-CMO-v7

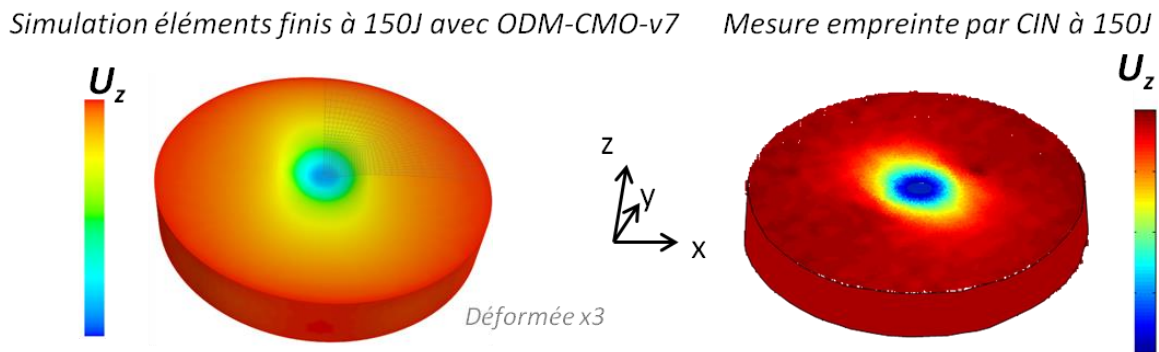


Figure 102: Obtention par simulation éléments finis d'une empreinte permanente après impact avec le modèle ODM-CMO-v7 et les déformations résiduelles – gauche - comme observé expérimentalement (stéréo-corrélation d'images) – droite

L'intégration de ces déformations se fait également numériquement. La méthode utilisée dans ODM-CMO-v5 est la même que pour les déformations stockées, c'est-à-dire une méthode d'Euler au point milieu. Si cette méthode de Euler modifiée s'est avérée être plus efficace pour l'intégration des déformations stockées que la méthode d'Euler implicite classique, elle introduit en revanche plus de dépendance au pas de temps pour l'intégration des déformations résiduelles. Comme pour les

déformations stockées, nous avons étudié différentes méthodes d'intégration. Nous avons notamment comparé la méthode utilisée dans la version précédente du modèle (Euler au point milieu) à une méthode d'Euler implicite et à la méthode de la quadrature de Gauss avec une approximation linéaire de la contrainte (qui a été la plus efficace pour les déformations stockées).

Les résultats de dépendance au nombre d'incrément de la résolution des déformations résiduelles avec ces méthodes, présentés en Figure 103 pour un chargement de charge/décharge, montrent que la méthode utilisée dans ODM-CMO-v5 est la plus dépendante du nombre d'incrément. En revanche, l'intégration avec une méthode d'Euler implicite est moins dépendante au nombre d'incrément que la quadrature de Gauss.

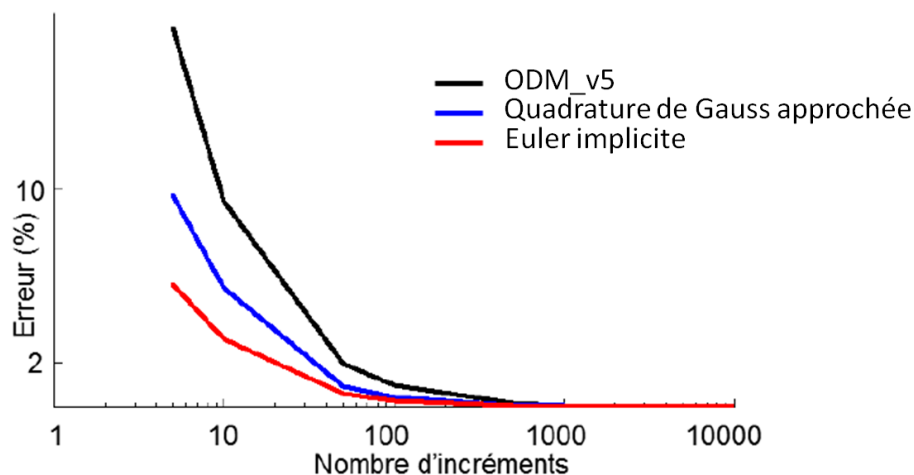


Figure 103 : Evolution de l'erreur par rapport à la solution de référence (10000 incréments) de l'estimation des déformations résiduelles avec le nombre d'incrément

Ce constat surprenant au premier abord pourrait s'expliquer par le fait que les déformations stockées évoluent lorsque les indices d'activation évoluent. Cela a donc lieu autour du passage traction/compression où les méso-dommages n'évoluent généralement pas. L'approximation linéaire de la contrainte utilisée pour calculer les points de la quadrature est donc pertinente. En revanche, les déformations résiduelles évoluent lorsque l'endommagement évolue. L'approximation linéaire de la contrainte peut s'avérer trop grossière dans ce cas pour des pas de temps trop larges et ainsi pénaliser la méthode de quadrature de Gauss, contrairement à une simple méthode d'Euler implicite utilisant les valeurs exactes à la fin de l'incrément convergé.

La réflexion systématique sur les méthodes d'intégration les plus adaptées à chaque intégrale du modèle a pour but d'optimiser le rapport précision/temps de calcul. Dans ce cas, **les objectifs de temps de calcul et de précision tendent vers la même méthode d'Euler implicite pour intégrer les déformations résiduelles. C'est donc cette méthode qui a été utilisée par la suite dans le modèle ODM-CMO-v7.**

III.4 Représentation des décohésions inter-torons

III.4.1 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v5

Nous avons montré au chapitre précédent que le type d'endommagement hors-plan est dominant dans un matériau composite tissé interlock lors d'un essai d'impact. Il consiste en des décohésions entre les torons et la matrice. Contrairement aux matériaux stratifiés, comme cela a été rappelé en introduction, ces décohésions ne sont pas continues et étendues. Les modèles de zones cohésives pour les représenter ne sont donc pas nécessairement les plus adaptés. Le caractère diffus des décohésions se prête bien à une description à l'aide d'un modèle d'endommagement continu de la même manière que pour la fissuration matricielle transverse.

Le modèle **ODM-CMO-v5** possède trois variables d'endommagement pour modéliser l'endommagement hors-plan. La variable \mathbf{d}_3 est un méso-dommage au même titre que \mathbf{d}_1 et \mathbf{d}_2 . Cependant, elle représente les fissures matricielles dans la direction hors-plan, de petite taille (à l'échelle méso) et ayant un effet non linéaire sur le comportement. Viennent ensuite les variables des macro-dommages \mathbf{D}_3^t et \mathbf{D}_3^c . Elles représentent également les décohésions mais étendues sur plusieurs torons et qui rendent le comportement macroscopique adoucissant. Ces deux variables sont considérées comme des modes de rupture hors-plan du matériau. La distinction est alors faite entre un mode de ruine en traction dû aux décohésions et un mode de rupture en compression dû aux autres décohésions.

La force motrice du méso-dommage \mathbf{d}_3 présente la même base que pour les méso-dommages plans. Elle est également décomposée en une partie normale \mathbf{y}_3^n et tangentielle \mathbf{y}_3^t :

$$\mathbf{y}_3^n = \frac{1}{2}(\boldsymbol{\varepsilon}_3^+ \mathbf{C}_{33}^0 \boldsymbol{\varepsilon}_3^+) \quad \text{et} \quad \mathbf{y}_3^t = \frac{1}{2}(b_2 \boldsymbol{\varepsilon}_4^+ \mathbf{C}_{44}^0 \boldsymbol{\varepsilon}_4^+ + b_1 \boldsymbol{\varepsilon}_5^+ \mathbf{C}_{55}^0 \boldsymbol{\varepsilon}_5^+) \quad (25)$$

Cependant, un terme supplémentaire vient s'ajouter dans la force motrice de \mathbf{d}_3 . Il provient de considérations à l'échelle mésoscopique prises en compte dans le modèle macroscopique. En effet, l'architecture de l'interlock induit une ondulation des torons de fibres. Un chargement de traction ou de compression dans le plan, appliqué macroscopiquement au matériau, a pour conséquence de tendre ou détendre respectivement les torons initialement ondulés. Cela génère localement, à l'échelle mésoscopique, des chargements de traction hors-plan potentiellement créateurs de décohésions. Ce phénomène est illustré schématiquement sur la Figure 104.

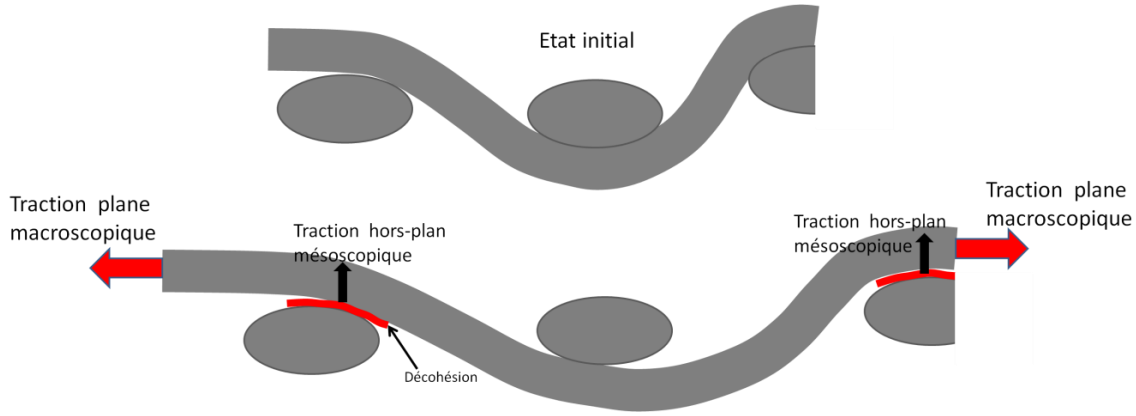


Figure 104 : Influence d'un chargement plan sur la création d'endommagements hors-plan par un couplage des échelles macro/méso.

Ce couplage chargement plan/endommagement hors plan est traduit dans le modèle à l'échelle macroscopique par un terme supplémentaire dans la force motrice des méso-dommages hors-plan :

$$y_3^{couplage} = \frac{1}{2} \left(c_1^+ C_{11}^0 \langle \varepsilon_1 \rangle_+ + c_2^+ C_{22}^0 \langle \varepsilon_2 \rangle_+ + c_6^+ C_{66}^0 \langle \varepsilon_6 \rangle_+ \right) + \left(c_1^- C_{11}^0 \langle \varepsilon_1 \rangle_- + c_2^- C_{22}^0 \langle \varepsilon_2 \rangle_- + c_6^- C_{66}^0 \langle \varepsilon_6 \rangle_- \right) \quad (26)$$

La force motrice de d_3 s'écrit donc comme la somme de toutes les forces motrices associées :

$$y_3 = y_3^n + y_3^t + y_3^{couplage} \quad (27)$$

La prise en compte du couplage de cette manière nécessite l'identification de six paramètres c_i^+ et c_i^- .

La loi d'évolution de l'endommagement est de la même forme que celles des micro-dommages du modèle ODM-CMO-v7 et des méso-dommages plans (Figure 87). Elle présente également une saturation rendant compte d'un taux d'endommagement maximal que peut contenir le matériau :

$$d_3 = d_3^c \left[1 - \exp \left\{ - \left(Y_3^n \right)^{p_3^{d,n}} - \left(Y_3^t \right)^{p_3^{d,t}} - \left(Y_3^{couplage} \right)^{p_3^{d,couplage}} \right\} \right] \quad (28)$$

Avec :

$$Y_3^n = \frac{\langle \sqrt{y_3^n} - \sqrt{y_3^{0,d,n}} \rangle_+}{\sqrt{y_3^{c,d,n}}}, \quad Y_3^t = \frac{\langle \sqrt{y_3^t} - \sqrt{y_3^{0,d,t}} \rangle_+}{\sqrt{y_3^{c,d,t}}}, \quad Y_3^{couplage} = \frac{\langle \sqrt{y_3^{couplage}} - \sqrt{y_3^{0,d,couplage}} \rangle_+}{\sqrt{y_3^{c,d,couplage}}} \quad (29)$$

Les méso-dommages plans (\mathbf{d}_1 , \mathbf{d}_2) et hors-plan (\mathbf{d}_3) du modèle ODM-CMO-v5 ont une influence à la fois sur la viscosité et sur l'élasticité. L'effet de ces variables sur le tenseur des souplesses visqueuses et le tenseur des souplesses élastiques est pris en compte de manière analogue à ce qui a été présenté précédemment pour les méso-dommages plans du modèle ODM-CMO-v7 (au travers des tenseurs d'effet). La fermeture progressive des fissures hors-plan (décohésions inter-toron) par le biais des indices de désactivation est également similaire à ceux des méso-dommages plans dans ODM-CMO-v5.

Les macro-dommages hors-plan du modèle ODM-CMO-v5 permettent de prendre en compte les décohésions induisant une forte non linéarité et un adoucissement. \mathbf{D}_3^+ traduit les macro-dommages hors-plan généré par un chargement de traction hors-plan et \mathbf{D}_3^- par un chargement de compression hors-plan. Leurs forces motrices se calculent différemment de celle de \mathbf{d}_3 . Elles s'écrivent simplement:

$$y_3^{D+} = \frac{1}{2} \left(C_{33}^0 \langle \varepsilon_3 \rangle_+^2 + f_{34}^+ C_{44}^0 \varepsilon_4^2 + f_{35}^+ C_{55}^0 \varepsilon_5^2 \right) \quad (30) \quad \text{pour } \mathbf{D}_3^+.$$

Et :

$$y_3^{D-} = \frac{1}{2} \left(C_{33}^0 \langle \varepsilon_3 \rangle_-^2 + f_{34}^- C_{44}^0 \varepsilon_4^2 + f_{35}^- C_{55}^0 \varepsilon_5^2 \right) \quad (31) \quad \text{pour } \mathbf{D}_3^-.$$

Les forces motrices ne sont donc pas décomposées en parties normale et tangentielle. Les cinétiques sont, elles, de la même forme. La contribution des macro-dommages hors-plan à l'augmentation des souplesses est donnée par :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^{D_3} = D_3^+ \left(\eta_3 \underline{\underline{H}}_3^{D+/+} + (1 - \eta_3) \underline{\underline{H}}_3^{D+/-} \right) + D_3^- \left((1 - \eta_3) \underline{\underline{H}}_3^{D-/+} + \eta_3 \underline{\underline{H}}_3^{D-/-} \right) \quad (32)$$

La notation $\underline{\underline{H}}_3^{D+/-}$ fait référence au tenseur des effets des endommagements hors-plan lors d'un chargement en compression hors-plan alors que les endommagements ont été créés préalablement par un chargement de traction hors-plan.

Ces modes d'endommagements sont violents puisqu'ils induisent la rupture du matériau. Pour cette raison, on considère que lorsqu'ils interviennent, l'influence des décohésions sur la viscosité est négligeable devant la non linéarité imposée à la souplesse élastique. Les macro-dommages n'ont donc pas d'effet sur le tenseur des souplesses visqueuses, pour des raisons de simplification du modèle et de réduction du nombre de coefficients matériau.

D'un point de vue calcul de structure, le caractère adoucissant (chute de la contrainte) que confèrent ces macro-dommages hors-plan pose certaines difficultés. En effet, les modèles adoucissants sont connus pour entraîner la localisation de l'endommagement dans le premier élément endommagé (ou la première rangée). Cela conduit à des calculs dont le résultat en termes d'endommagement est complètement dépendant du maillage utilisé. Afin de rendre les résultats indépendants du maillage (taille et orientation des mailles), une méthode de régularisation doit être utilisée en présence d'un endommagement adoucissant. Les méthodes de régularisation ne considèrent en général que la contrainte comme une grandeur non locale en introduisant une longueur ou un temps

caractéristique. Parmi les différentes méthodes, on peut citer la méthode dite « non locale » qui utilise une longueur caractéristique (Pijaudier-Cabot & Bazant 1987) (Germain 2006), et la méthode à effet retard qui considère un temps caractéristique (Suffis, Lubrecht & Combescure 2003) (Allix, Feissel & Thévenet 2003). **L'effet retard est utilisé dans ODM-CMO-v5 pour la régularisation.** Comparativement à la méthode non locale, celle-ci présente l'avantage de ne pas être intrusive au code de calcul et peut se coder directement dans la loi matériau. Cette méthode consiste à introduire une « viscosité » sur la variable d'endommagement. **En ralentissant la vitesse d'évolution de l'endommagement, on laisse le temps à l'endommagement de se propager dans les éléments voisins.** Ainsi une étape supplémentaire est nécessaire pour le calcul des macro-dommages :

$$\dot{D}_3^+ = \frac{1}{\tau_3^+} (D_3^{+,NR} - D_3^+) \quad (33)$$

Dans cette expression, D_3^+ est la variable d'endommagement finale et $D_3^{+,NR}$ est la variable d'endommagement non retardée (calculée avec la loi d'évolution avant de prendre en compte l'effet retard). Le paramètre τ_3^+ est le temps caractéristique. L'effet retard pose néanmoins certaines difficultés. Le paramètre τ_3^+ est un paramètre relié à des aspects numériques mais qui a une influence à part entière sur la loi d'évolution des macro-dommages (Figure 105) et également sur la valeur du pic d'effort avant la partie adoucissante dans un calcul de structure. Il n'est pas aisé d'identifier ce paramètre de manière à régulariser le problème sans pour autant modifier l'effort maximal prévu lors d'une simulation sur structure.

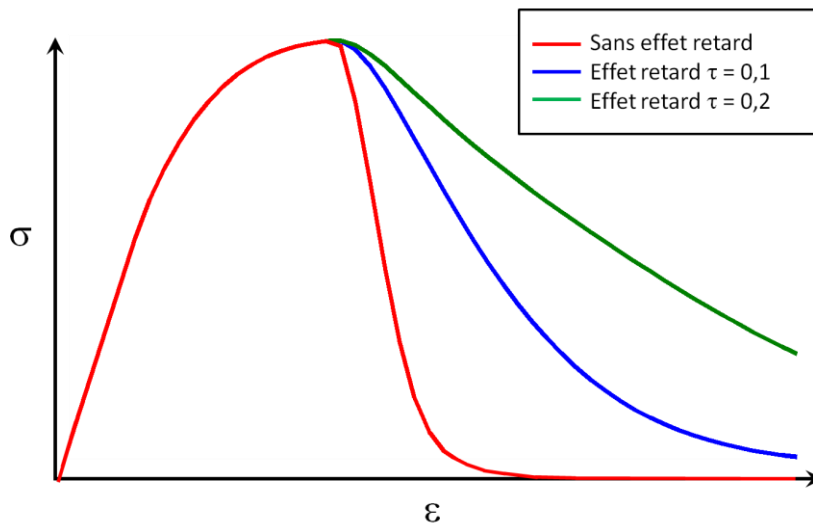


Figure 105 : Influence du paramètre de l'effet retard sur la loi matériau (au point de Gauss) lors d'un chargement de traction à rupture

Le formalisme de l'endommagement hors-plan décrit ci-dessus a été testé avec les simulations d'impact afin de l'évaluer. Ce mode étant dominant pour cette sollicitation, il doit être modélisé correctement. La description des zones de décohésions prévues lors de l'impact avec ODM-CMO-v5 est illustrée en Figure 106. Plusieurs points sont à souligner. Premièrement, **le modèle possède trois variables d'endommagement là où expérimentalement on observe uniquement des décohésions inter-torons.** Si la variable d_3 se veut représentative des petites décohésions ayant un effet faible sur

le comportement et les macro-dommages représentatifs des grandes décohésions ayant un effet fort, la limite entre les deux n'est pas triviale à déterminer visuellement et est relativement subjective. En effet, les observations microscopiques ne permettent pas de classer les décohésions observées en deux catégories méso et macro. De la même manière, il s'est avéré impossible de faire la distinction expérimentalement entre des décohésions qui seraient créées en traction ou en compression comme le font les variables des macro-dommages. **Cela pose donc des difficultés importantes d'identification.** Trois variables signifient trois seuils, trois forces motrices et trois lois d'évolution à identifier, tous indépendants les uns des autres et un seul mécanisme expérimental pour les identifier. De plus, **cela rend également délicate l'interprétation des résultats d'un calcul de structures.** Afin de comparer les faciès de décohésions, il faudrait comparer l'union des variables hors-plan du modèle aux décohésions expérimentales. Dans ce cas, dans certaines zones toutes les variables seraient activées, ce qui est difficile à interpréter. Ensuite, on s'aperçoit que des décohésions (D_3^-) sont prévues de manière importante dans la zone sous l'impacteur alors qu'expérimentalement, l'axe sous l'impacteur est assez peu endommagé. Des décohésions (d_3) sont également prévues dans toute la partie supérieure et inférieure de l'éprouvette, y compris loin de la zone impactée, ce qui n'est pas non plus observé expérimentalement. Néanmoins, la variable D_3^+ décrit assez bien le faciès de décohésions. La forme en bande de cisaillement est reproduite, ainsi que le peu d'endommagement dans l'axe d'impact.

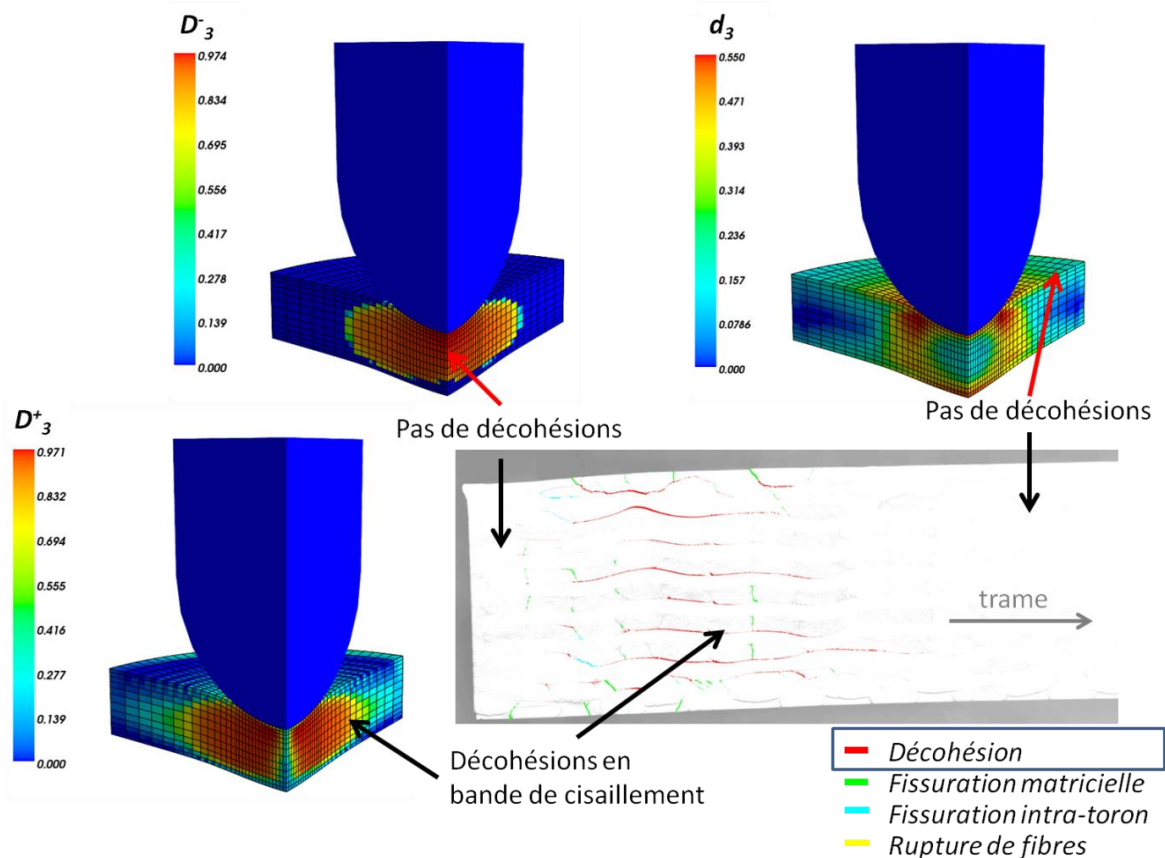


Figure 106 : Comparaison des mécanismes d'endommagement hors-plan d'un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v5 et une observation micrographique après impact (150 J)

III.4.2 Les variables d'endommagements hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v7

Le modèle ODM-CMO-v5 n'était jusqu'à présent pas utilisé (à l'Onera) pour des sollicitations hors-plan en calcul de structure. Ainsi, le formalisme des endommagements hors-plan était très inspiré du formalisme plan. Les observations précédentes ont montré que, bien que certains aspects soient cohérents avec les observations expérimentales, certaines difficultés ont été rencontrées. **Nous avons donc reformulé l'endommagement hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v7.** Ce modèle a vocation d'être utilisé en milieu industriel et pour cela, une interprétation claire et immédiate des résultats est nécessaire. L'endommagement hors-plan généré lors de l'impact ne faisant intervenir qu'un seul mécanisme (les décohésions inter-toron), une seule variable est utilisée pour le décrire dans le modèle ODM-CMO-v7 et est notée \mathbf{D}_3 . Cette variable correspond à un macro-dommage puisqu'il faut pouvoir traduire des non linéarités fortes et ayant des effets importants sur le comportement comme cela est le cas lors d'essais d'impact. Des essais de compression hors-plan sur cube en matériau tissé interlock, réalisés dans le cadre d'une autre étude à l'Onera (Laurin, Paulmier & Irisarri 2013), ont montré que ces cubes n'ont pas rompu en mode hors-plan mais suite à une rupture des torons dans le sens trame en traction par effet Poisson. Les matériaux interlocks ne semblent donc pas présenter de modes de rupture hors-plan en compression de par leur architecture. Ce résultat est conforté par les essais d'impact qui ne montrent pas de décohésions significatives dans la zone fortement en compression hors-plan. De ce fait, nous n'avons pas inclus de mode de rupture en compression hors-plan dans le modèle ODM-CMO-v7. La variable \mathbf{D}_3 est donc induite par la traction hors-plan et les cisaillements inter-laminaires. De plus, le couplage chargement plan/endommagement hors-plan, présent pour le méso-dommage \mathbf{d}_3 dans ODM-CMO-v5, est également pris en compte dans la force motrice de \mathbf{D}_3 . Cependant, nous avons introduit ce couplage seulement en traction plane et non en compression, considérant qu'en compression l'effet Poisson (générant une déformation hors-plan non négligeable) était suffisant pour induire des décohésions. Ainsi la force motrice s'écrit :

$$y_3^D = y_3 + y_3^{couplage} \quad (34)$$

Avec :

$$y_3 = \frac{1}{2} (\underline{\varepsilon}^+ : \underline{\underline{K}}_3 : \underline{\varepsilon}^+) \text{ et } [\underline{\underline{K}}_3] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{33}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a_{34}C_{44}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{35}C_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Le tenseur des dommages $\underline{\underline{K}}_3$ est considéré identique à celui du micro-dommage δ_3 . Cependant, les forces motrices sont différentes puisque l'on utilise ici la déformation totale et non la déformation mécanique. En effet, les déformations résiduelles et stockées ne sont pas des conséquences des macro-dommages et donc il n'est pas nécessaire d'utiliser la déformation mécanique pour les forces motrices comme c'est le cas pour les méso-dommages. De cette manière, celles-ci ne dépendent pas des déformations visqueuses (qui interviennent dans la déformation mécanique) et le calcul de ce

macro-dommage est ainsi explicite, ce qui simplifie grandement son implémentation dans un code éléments finis. La partie supplémentaire introduisant le couplage chargement plan/endommagement hors-plan s'écrit :

$$y_3^{couplage} = \frac{1}{2} (\underline{\varepsilon}^+ : \underline{\underline{K}}_3^{couplage} : \underline{\varepsilon}^+) \text{ et } [\underline{\underline{K}}_3^{couplage}] = \begin{bmatrix} c_1 C_{11}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_2 C_{22}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_6 C_{66}^0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

Même si une seule variable est maintenant utilisée, il est possible de prendre en compte les décohésions ayant des effets plus faibles et celles ayant des effets importants avec l'identification de la loi d'évolution de cet endommagement (une évolution « lente » pour des chargements faibles en déformation puis « rapide » pour des niveaux de déformations plus importants). Cette loi d'évolution présente la même forme que les lois présentées jusqu'alors :

$$D_3 = D_3^c \left[1 - \exp \left(- \left(\frac{\langle \sqrt{y_3^D} - \sqrt{y_3^{0,D}} \rangle_+}{\sqrt{y_3^{c,D}}} \right)^{p_3^D} \right) \right] \quad (37)$$

Une saturation de l'endommagement a été introduite, l'entrelacement des torons permettant probablement de conserver une rigidité résiduelle non nulle à rupture (les couches ne sont pas complètement séparées même si elles ne reprennent plus les efforts). Cependant, d'un point de vue pratique, la saturation sera nettement plus élevée que celles des micro- et des méso-dommages. De plus, des calculs d'impact utilisant un macro-dommage hors-plan sans saturation ont permis de montrer que cela pose des problèmes numériques de convergence et de localisation du fait de la vitesse d'évolution trop rapide de l'endommagement qui en résulte. On rappelle ici que dans le modèle ODM-CMO-v7 les variables d'endommagement évoluent entre zéro et l'infini (hors saturation). Afin de régulariser le problème, on utilise pour ce macro-dommage, la méthode de l'effet retard pour ralentir sa vitesse d'évolution. En l'absence de saturation, ralentir une vitesse qui tend vers l'infini est insuffisant. Cela met en avant une limite de la méthode de régularisation par effet retard. Le fait de saturer la valeur de l'endommagement permet de saturer indirectement la vitesse d'évolution de ce dernier.

Enfin, la variable D_3 entraîne une augmentation de la souplesse au travers des tenseurs d'effet. Comme pour les méso-dommages, les décohésions se ferment en compression et n'ont plus d'effet dans la direction normale. La fermeture est également progressive et est prise en compte avec l'indice de désactivation η_3 . En revanche, contrairement aux méso-dommages, le macro-dommage hors-plan possède en traction des effets également dans le plan. Nous justifions ce choix par l'ondulation des torons qui induit des décohésions qui ne sont pas parfaitement planes et orientées uniquement dans la direction 3 mais qui suivent l'ondulation des torons. Ce point doit être pris en

compte dans la perspective de prévoir les performances résiduelles d'un matériau impacté. Le tenseur des effets des macro-dommages est supposé diagonal afin de s'assurer aisément qu'il soit défini positif. L'introduction des termes hors-diagonaux au sein de ce tenseur pourrait être effectuée ultérieurement à ce travail de thèse. La contribution du macro-dommage D_3 au tenseur des souplesses s'écrit alors :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^{D_3} = D_3 \left(\eta_3 \underline{\underline{H}}_3^{D^+} + (1 - \eta_3) \underline{\underline{H}}_3^{D^-} \right) \quad (38)$$

Avec :

$$\left[\underline{\underline{H}}_3^{D^+} \right] = \begin{bmatrix} h_{11}^{D_3} S_{11}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & h_{22}^{D_3} S_{22}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_{33}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{44}^{D_3} S_{44}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{55}^{D_3} S_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \left[\underline{\underline{H}}_3^{D^-} \right] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{44}^{D_3} S_{44}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{55}^{D_3} S_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (39)$$

Ces développements concernant l'endommagement hors-plan du modèle ont d'abord permis de faciliter la comparaison des résultats de simulations éléments finis avec les résultats expérimentaux. Ensuite, ils ont également amélioré la représentativité des décohésions comme le montre la Figure 107. En effet, le faciès d'endommagement présente la forme caractéristique en bande de cisaillement observée sur les micrographies (voir chapitre II). Il n'y a pas d'endommagement prévu dans l'axe de l'impact et il n'y a plus de surestimation des zones endommagées loin du point d'impact. Le modèle est donc cohérent avec les mécanismes d'endommagement hors-plan ayant lieu lors d'un essai d'impact sur matériau tissé interlock. De plus, l'identification de ce mécanisme hors-plan a été largement simplifiée et le nombre de paramètres diminué en ne considérant qu'une seule variable d'endommagement.

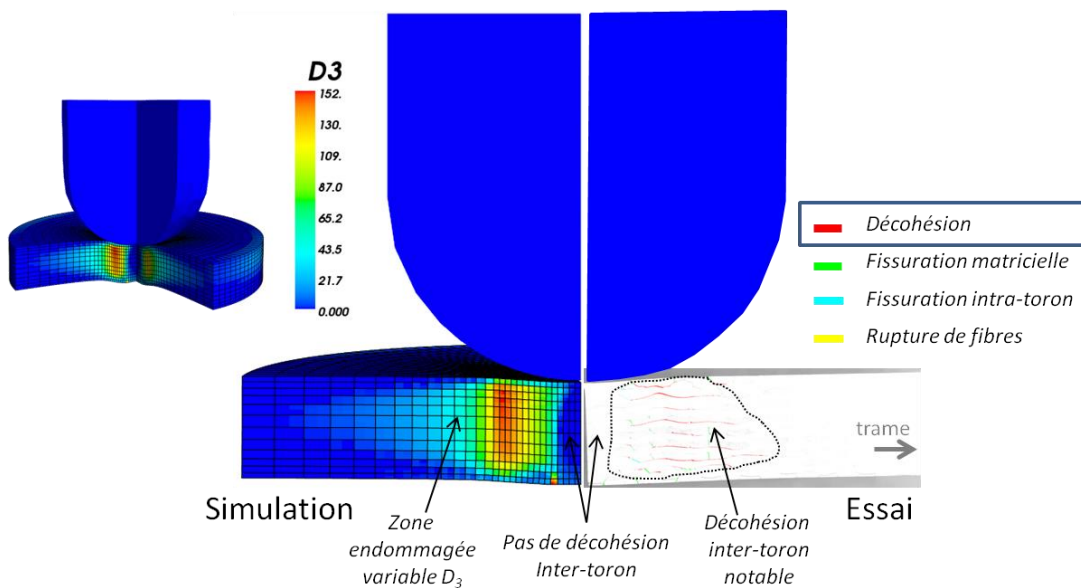


Figure 107 : Comparaison de l'endommagement hors-plan d'un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v7 et d'une observation micrographique après impact (150 J)

III.5 Représentation de la rupture progressive des torons

III.5.1 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v5

Les macro-dommages plans du modèle ODM-CMO servent à prévoir la ruine du matériau due à la rupture des torons de chaîne ou de trame, en traction ou en compression. En présence d'un gradient de contrainte (pouvant être rencontré au sein d'une structure contenant une singularité géométrique), cette rupture peut être progressive. C'est pour cela que le modèle utilise des variables d'endommagement et non des critères de rupture pour prévoir ces phénomènes de ruine. Ces variables sont donc au nombre de quatre. Elles sont notées D_1^+ , D_1^- , D_2^+ , D_2^- représentant respectivement la rupture des torons sens chaîne en traction et compression et la rupture des torons sens trame en traction et compression. Dans le modèle ODM-CMO-v5, le formalisme des macro-dommages D_3^+ et D_3^- , présenté précédemment, est totalement similaire à celui des macro-dommages plans du modèle. Si, comme nous l'avons vu, la distinction entre la rupture en traction et en compression n'est pas pertinente pour l'endommagement hors-plan, les mécanismes de rupture des torons diffèrent en traction et en compression. En effet, en traction, les torons de fibres vont simplement rompre suite à la tension créée dans les fibres alors que la rupture des torons en compression va se faire par kinking des fibres (flambement locale des fibres) (Evans 1978). Les forces motrices des dommages dans ODM-CMO-v5 sont données par permutation des indices de l'expression (30) et de l'expression (31). La prise en compte du phénomène de kinking n'est pas basé ici sur des considérations micromécaniques comme cela est le cas dans certains modèles pour composites stratifiés d'unidirectionnels (Feld et al. 2012). L'utilisation de deux variables distinctes pour la traction et la compression permet de prendre en compte ces différents mécanismes. Les lois d'évolution sont également les lois d'évolution usuelles présentant une saturation. Une saturation, dans ce cas, n'a pas de réelle signification physique, car l'éprouvette est coupée en deux morceaux à rupture, mais des variables évoluant entre 0 et 1 dans ODM-CMO-v5 pourraient poser des difficultés numériques si elles atteignent strictement 1 (la rigidité devenant alors nulle et le tenseur des souplesses pouvant devenir non inversible).

Les macro-dommages associés à la rupture des torons induisent un comportement adoucissant et nécessitent donc l'introduction d'une méthode de régularisation. La méthode à effet retard utilisée pour D_3^+ et D_3^- est une fois de plus utilisée en raison de sa simplicité.

Finalement, la variation de souplesse due au macro-dommage dans le plan, représentant la rupture des torons en traction (avec un indice +) ou en compression (avec un indice -) s'écrit :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^{D_i} = D_i^+ \left(\eta_i \underline{\underline{H}}_i^{D_{+/+}} + (1 - \eta_i) \underline{\underline{H}}_i^{D_{+/-}} \right) + D_i^- \left((1 - \eta_i) \underline{\underline{H}}_i^{D_{-/+}} + \eta_i \underline{\underline{H}}_i^{D_{--}} \right) \text{ pour } i = \{1, 2\} \quad (40)$$

L'intérêt d'une fermeture progressive ici est également discutable. Un toron rompu en traction ne récupérera probablement pas sa rigidité initiale en compression. Les contributions des variations de souplesses des macro-dommages plans viennent s'ajouter aux contributions du macro-dommage hors-plan, des méso-dommages plans et du méso-dommage hors-plan. Le tenseur des souplesses efficaces élastiques de la loi de comportement s'écrit finalement, une fois toutes les sources de non linéarité considérées:

$$\underline{\underline{S}}^{eff} = \underline{\underline{S}}^0 + \Delta \underline{\underline{S}}^d + \Delta \underline{\underline{S}}^D \quad (41)$$

Avec :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^d = \Delta \underline{\underline{S}}^{d_1} + \Delta \underline{\underline{S}}^{d_2} + \Delta \underline{\underline{S}}^{d_3} \text{ et } \Delta \underline{\underline{S}}^D = \Delta \underline{\underline{S}}^{D_1} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_2} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_3} \quad (42)$$

Les résultats des simulations éléments finis d'impact avec ODM-CMO-v5 montrent que des ruptures de torons sont prévues de manière assez importante sur la face impactée (Figure 108). Cela n'est pas surprenant étant donné que cette face est en compression plane lors de l'impact du fait de la mise en flexion de l'éprouvette et avec des niveaux de contraintes importants notamment sous l'impacteur. Néanmoins, on n'observe que très peu de rupture de torons expérimentalement. Elles peuvent avoir lieu sur la face opposée à l'impact (en traction) ou sur la face impactée (en compression) mais elles n'ont jamais lieu dans la zone sous l'impacteur. La prévision correcte des ruptures de torons est nécessaire lors de l'impact afin de prévoir correctement les performances résiduelles puisque ce sont ces variables qui vont être prédominantes dans la rupture sous sollicitation statique après impact. **Nous émettons l'hypothèse que l'absence d'endommagement dans la zone sous l'impacteur est due à un renforcement de la résistance apparente du matériau dans cette zone sous l'effet de l'état de tri-compression résultant de la forme hémisphérique de l'impacteur.** En effet, cet effet renforçant de la pression hydrostatique a déjà pu être observé pour des composites stratifiés (Hinton & Kaddour 2013)(Carrere, Laurin & Maire 2012).

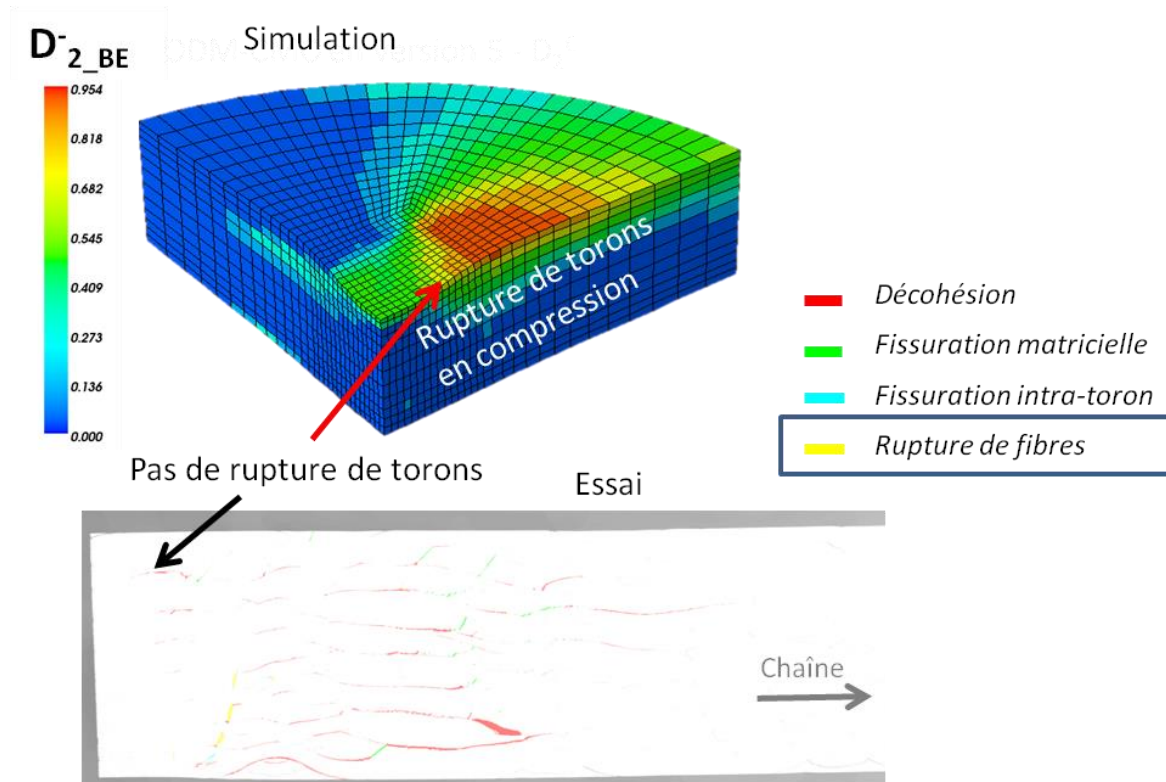


Figure 108 : Comparaison des ruptures de torons prévues avec un calcul d'impact et le modèle ODM-CMO-v5 aux observations micrographiques après impact (150 J)

III.5.2 Les macro-dommages plans dans le modèle ODM-CMO-v7

III.5.2.1 Prise en compte de l'influence de la pression hydrostatique

Les forces motrices des macro-dommages de traction ont subi une légère modification par rapport à la version précédente. Pour ces variables, les termes de cisaillement n'interviennent plus dans les forces motrices. Cette modification a été justifiée à la vue des résultats d'essais de traction hors-axe à 45° (Rakotoarisoa 2013). Dans ces essais, des ruptures de fibres n'ont pas été observées à la rupture de l'éprouvette. La rupture se fait par fissuration de la matrice et déchaussements des torons. Les forces motrices en traction sont donc très simples (équivalentes à un critère de déformation maximale) et s'écrivent :

$$y_i^{D+} = \frac{1}{2} C_{ii}^0 \langle \varepsilon_i \rangle_+^2 \quad (43) \quad i=1,2$$

Afin de rendre les macro-dommages plans en compression également adaptés à la sollicitation d'impact, nous avons retranscrit cet effet de renforcement de la résistance du matériau en tri-compression. Pour cela, l'influence de la pression hydrostatique a été pris en compte dans les forces motrices des macro-dommages plans en compression D_1^- et D_2^- .

La pression hydrostatique correspond à la partie sphérique du tenseur des contraintes ($\text{tr}(\underline{\sigma})$). La prise en compte de la pression hydrostatique dans les forces motrices des variables de rupture des torons en compression dans une direction donnée se fait donc en faisant intervenir les contraintes de compression dans les autres directions principales. Nous nous sommes basés sur le modèle de (Carrere, Laurin & Maire 2012). L'idée consistait à calculer le critère de rupture dans les deux plans où le kinking des fibres pouvait intervenir (σ_{11}, σ_{33}) et (σ_{11}, σ_{22}). Dès qu'un des deux critères est vérifié, on peut déterminer le plan de rupture et l'effort à rupture de l'éprouvette considérée. D'un point de vue expérimental pour les matériaux stratifiés d'unidirectionnels, le plan de rupture des fibres par kinking est en lien avec le désalignement initial des fibres par rapport à l'axe du chargement, désalignement qui est difficile à mesurer expérimentalement. Cependant, dans le cas d'un matériau tissé et en particulier un matériau tissé interlock où les angles d'embuvage peuvent être importants, la rupture par kinking des fibres au sein des torons interviendra toujours dans le plan $\{i3\}$, i valant 1 ou 2, puisque les torons sont déjà ondulés dans ce plan ce qui favorise le micro-flambement des fibres. L'expression des forces motrices tenant compte de la pression hydrostatique est alors formulée de la manière suivante :

$$y_i^{D-} = \sqrt{a_i^n \langle \sigma_{ii} - \sigma_{33} \rangle_+^2 + a_i^t \tau_{i3} \langle \varepsilon_i \rangle_-} \quad (44) \quad i=1,2$$

Cette formulation permet, lorsque la contrainte hors-plan (σ_{33}) en compression est supérieure en valeur absolue à la contrainte de compression plane en i (σ_{ii}), de renforcer le matériau puisque la contribution de la contrainte normale n'intervient plus au sein de la force motrice. Dans le modèle ODM-CMO-v7, les seuils de la rupture doivent être renseignés sous forme de déformation à rupture par l'utilisateur. Les seuils des forces motrices sont calculés dans le modèle avec l'expression

correspondant à la force motrice. Pour les macro-dommages plans de traction, l'expression reste donc inchangée (8). Pour les macro-dommages plans de compression, le seuil se calcule à partir de la formule suivante :

$$y_{0(i)}^{D-} = \sqrt{a_i^n E_{ii} (\varepsilon_{seuil(i)}^{D-})^2} \quad (45) \quad i=1,2$$

Les paramètres a_i^n et a_i^t décrivant l'influence de la pression hydrostatique sur la tenue du matériau sont des paramètres matériau à identifier. D'un point de vue pratique, le paramètre a_i^n est considéré par la suite égal à 1. Son influence sur l'enveloppe de rupture est mineure (même en le faisant varier d'un facteur 1000). En revanche, le paramètre a_i^t est considéré ici à 0 pour des raisons de simplicité. Toutefois, son influence sur la résistance apparente en cisaillement est très importante. Des essais de torsion sur barreau menés dans un caisson hyperbare permettraient d'identifier ce paramètre matériau. Ce point peut constituer l'objet de travaux futurs.

Afin de voir l'influence de la pression hydrostatique sur la tenue du matériau pour des chargements multiaxiaux, on peut tracer l'enveloppe de rupture du modèle dans l'espace des contraintes (σ_{11} , σ_{22} , σ_{33}). Cette enveloppe de rupture est constituée des points où les critères d'amorçage des macro-dommages sont atteints en balayant l'espace de chargement tridimensionnel des contraintes. L'enveloppe obtenue est illustrée sur la Figure 109. On peut y voir que le chargement $\sigma_{11} = \sigma_{22} = \sigma_{33}$ n'entraîne pas de rupture en compression, même pour de très fortes valeurs.

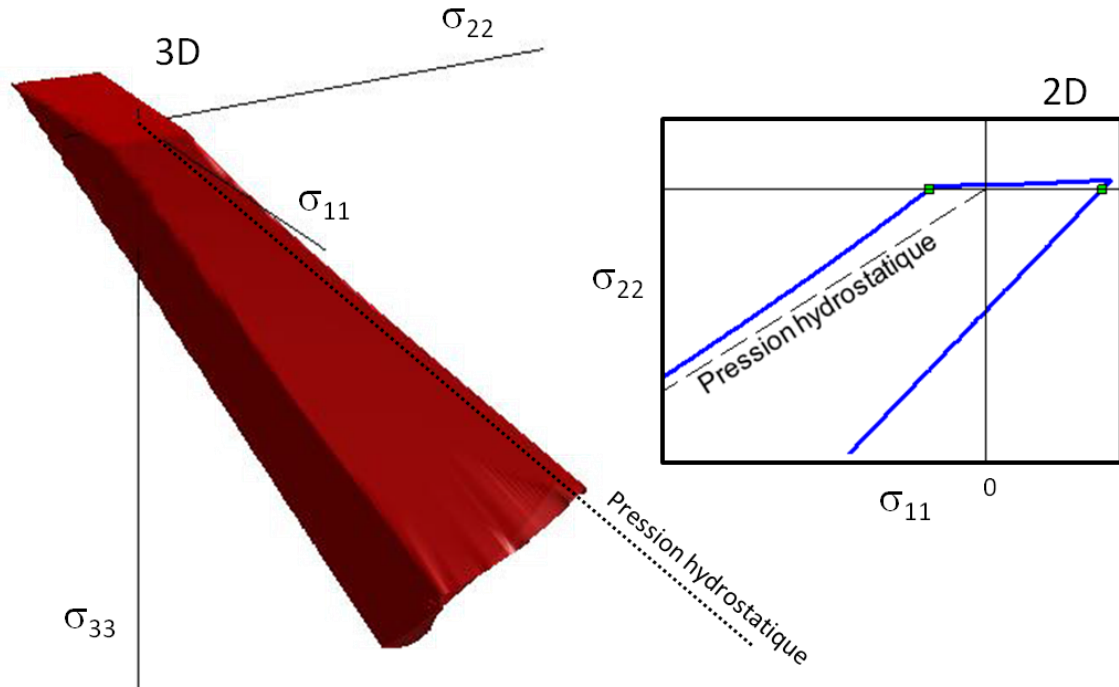


Figure 109 : Enveloppe de rupture (2D et 3D) du modèle ODM-CMO-v7 montrant le renforcement sous chargement de compression hydrostatatique

D'un point de vue calcul de structure, les calculs d'impact réalisés avec le modèle ODM-CMO-v7 et illustrés sur la Figure 110, montrent comment la prise en compte de la pression hydrostatique modifie les zones endommagées. Comparativement à ce qu'on a pu observer sur la Figure 108, les zones avec des ruptures de torons en compression sont bien moins étendues. De plus, sous l'impacteur ces ruptures de torons sont limitées. **La pression hydrostatique a donc permis de réduire les prévisions erronées des ruptures de torons.** Néanmoins, les simulations continuent de surestimer très légèrement ce mode de dégradation.

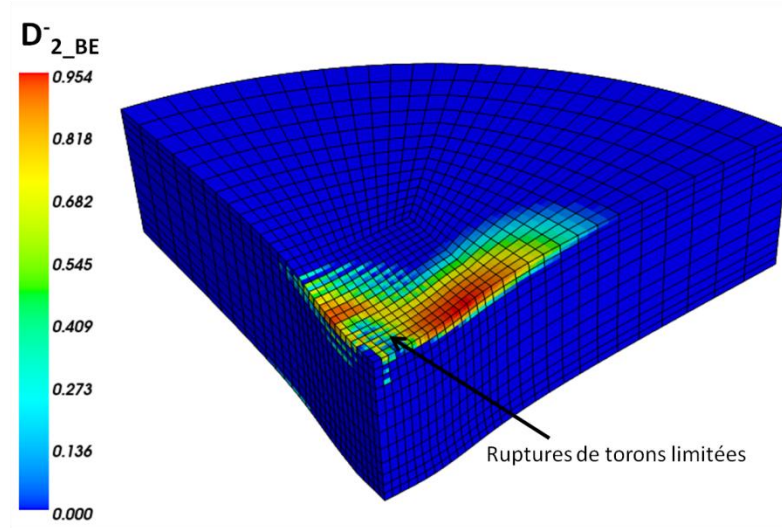


Figure 110 : Influence de la pression hydrostatique dans un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v7. Réduction des zones de ruptures de torons en compression par rapport à la version ODM-CMO-v5

III.5.2.2 Cinétique et effets des macro-dommages plans

Les lois d'évolution des macro-dommages ont également été modifiées dans le modèle ODM-CMO-v7. La rupture des torons signifie la rupture du matériau en deux parties et dans ce cas, il n'y a aucune rigidité résiduelle. Nous avons donc choisi d'utiliser une loi d'évolution sans saturation et de type loi puissance:

$$D_i^{+/-} = \left(\frac{\left\langle \sqrt{y_i^{D+/-}} - \sqrt{y_{0(i)}^{D+/-}} \right\rangle_+}{\sqrt{y_{c(i)}^{D+/-}}} \right)^{p_i^{D+/-}} \quad (46) \quad i=1,2$$

Lorsque les torons sont rompus, il ne peut y avoir de fermeture comme dans le cas d'une fissure matricielle en compression. Un toron rompu ne peut à priori plus reprendre d'effort en compression. Les effets des macro-dommages plans sont donc toujours actifs en traction comme en compression. Ainsi la variation de souplesses engendrée suite à la rupture de torons est :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^{D_i^+} = D_1^+ \underline{\underline{H}}_1^{D_i^+} \text{ avec } \left[\underline{\underline{H}}_1^{D_i^+} \right] = \begin{bmatrix} S_{11}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h_{55}^{D_1^+} S_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{66}^{D_1^+} S_{66}^0 \end{bmatrix} \quad (47)$$

Les variations de souplesses dues à D_1^- , D_2^+ et D_2^- se construisent de la même manière. Finalement la souplesse efficace due à tous les endommagements matriciels et ruptures de torons s'écrit :

$$\underline{\underline{S}}^{eff} = \underline{\underline{S}}^0 + \Delta \underline{\underline{S}}^d + \Delta \underline{\underline{S}}^D \quad (48)$$

Avec :

$$\Delta \underline{\underline{S}}^d = \Delta \underline{\underline{S}}^{d_1} + \Delta \underline{\underline{S}}^{d_2} \quad \text{et} \quad \Delta \underline{\underline{S}}^D = \Delta \underline{\underline{S}}^{D_1^+} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_1^-} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_2^+} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_2^-} + \Delta \underline{\underline{S}}^{D_3} \quad (49)$$

III.6 La procédure d'implémentation dans un code de calcul par éléments finis à intégration implicite

III.6.1 Implémentation dans le logiciel Matlab (loi sur un point de Gauss)

Un des enjeux de ces travaux de thèse résidait dans le développement d'un modèle ODM-CMO-v7 suffisamment mature pour une utilisation en bureau d'étude industriel. Pour cela, les aspects de robustesse et de temps de calcul sont importants. Ces aspects ont déjà été évoqués lors des réflexions sur les méthodes d'intégration numérique des déformations stockées et résiduelles. La bonne implémentation de la loi de comportement dans le code éléments finis est également nécessaire dans ce but. C'est un point sur lequel nous avons été particulièrement attentifs. De ce fait, **nous avons suivi une procédure d'implémentation permettant des vérifications à chaque étape.**

Le code éléments finis dans lequel la loi a été implémentée est Abaqus/Standard par l'intermédiaire d'une UMAT, subroutine utilisateur permettant d'interfacer des lois (Dassault Systemes 2011). La loi est aussi utilisable par le code ZéBuLoN, code co-développé par l'Onera, l'Ecole des Mines de Paris et Northwest Numerics & Modeling, capable de lire les UMAT. Cependant **la première étape de l'implémentation a consisté à coder la loi dans Matlab.** Cela a pour but de pouvoir tester la loi rapidement et pour tout type de chargements sur un point de Gauss sans passer par le formalisme d'un code élément finis. De plus, les essais sur éprouvettes présentant un état de déformations et de contraintes homogènes peuvent être simulés sur un point de Gauss. Cela permet notamment de **réaliser rapidement l'identification des paramètres du matériau.** 52 cas tests ont alors été effectués. Ces cas tests ont été déterminés de manière à activer tous les mécanismes du modèle et également les différents couplages. Les différentes grandeurs du modèle (les différentes déformations, contraintes, endommagements, rupture, ...) sont observées et la cohérence des

résultats obtenus est étudiée. On s'attache de plus à vérifier l'exactitude de la matrice Jacobienne et de la matrice tangente consistante.

La loi de comportement ODM-CMO-v7 est implicite puisque le calcul de la contrainte nécessite les déformations visqueuses qui dépendent elles-mêmes de la contrainte. La résolution implicite du problème par une méthode de Newton-Raphson nécessite le calcul de la dérivée des résidus par rapport aux variables intégrables du modèle (matrice Jacobienne). La taille de la matrice Jacobienne dépend du nombre de variables intégrables et de leurs dimensions. Pour le modèle ODM-CMO-v7, il s'agit d'une matrice (11x11) avec les variables intégrables $\underline{\sigma}$, δ_1 , δ_2 , δ_3 , d_1 , d_2 . Les termes de la matrice Jacobienne sont constitués de la dérivée des résidus relatifs à chacune des variables intégrables par rapport aux différentes variables intégrables. Elle s'écrit :

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial R(\underline{\sigma})}{\partial \underline{\sigma}} & \frac{\partial R(\underline{\sigma})}{\partial \delta_i} & \frac{\partial R(\underline{\sigma})}{\partial d_i} \\ \frac{\partial R(\delta_i)}{\partial \underline{\sigma}} & \frac{\partial R(\delta_i)}{\partial \delta_i} & \frac{\partial R(\delta_i)}{\partial d_i} \\ \frac{\partial R(d_i)}{\partial \underline{\sigma}} & \frac{\partial R(d_i)}{\partial \delta_i} & \frac{\partial R(d_i)}{\partial d_i} \end{bmatrix} \quad (50)$$

Diagram illustrating the dimensions of the Jacobian matrix J (11x11). The matrix is partitioned into three columns and three rows. The column dimensions are indicated by red arrows at the top: 6 for the first column, 3 for the second column, and 2 for the third column. The row dimensions are indicated by red arrows on the right: 6 for the first row, 3 for the second row, and 2 for the third row.

Une erreur dans cette matrice Jacobienne, si elle est mineure, n'empêche pas nécessairement la convergence mais celle-ci sera moins rapide. **Nous calculons les dérivées des résidus de manière analytique pour obtenir des temps de calculs réduits.** Il est possible d'utiliser des méthodes de dérivées numériques basées sur des perturbations, beaucoup moins fastidieuses, cependant les temps de calcul seraient plus longs et des oscillations pourraient apparaître dues aux perturbations. Le risque d'erreur dans le calcul analytique des dérivées étant grand, nous utilisons, dans la procédure, la méthode des perturbations pour calculer des dérivées numériques et valider la solution analytique.

Résolution implicite

On cherche à résoudre l'équation $R(X) = 0$ avec $X = (\underline{\sigma}, \delta_1, \delta_2, \delta_3, d_1, d_2)$. Cette équation s'écrit :

$$\begin{cases} \underline{\sigma} - \underline{C}^{eff} : (\underline{\varepsilon} - \underline{\varepsilon}^{ve} - \underline{\varepsilon}^{th} - \underline{\varepsilon}^0) - \underline{C}^0 : (\underline{\varepsilon}^s + \underline{\varepsilon}^r - \underline{\varepsilon}^0) = 0 \\ \delta_1 - \delta_1^{eff} = 0 \\ \delta_2 - \delta_2^{eff} = 0 \\ \delta_3 - \delta_3^{eff} = 0 \\ d_1 - d_1^{eff} = 0 \\ d_2 - d_2^{eff} = 0 \end{cases}$$

où on appelle $\delta_i^{eff} = \max \left(\delta_i^{old}, \delta_i^c \left[1 - \exp \left(- \left(\frac{\langle \sqrt{y_i} - \sqrt{y_i^{0,\delta}} \rangle_+}{\sqrt{y_i^{c,\delta}}} \right)^{p_i^\delta} \right) \right] \right)$ ($i=1,2,3$) et d_i^{eff} ($i=1,2$) se

construit de manière analogue.

Pour ce faire, on utilise une méthode itérative de Newton-Raphson qui consiste à faire converger la suite (X_n) vers la solution X où X_{k+1} est obtenue en résolvant le problème approché linéairement en X_k (Figure 111).

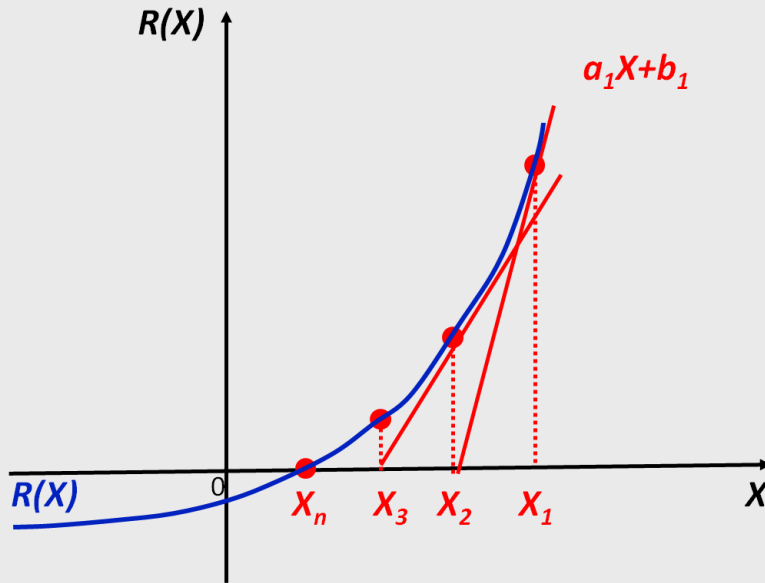


Figure 111 : Principe de la méthode de Newton-Raphson illustré en 1D

Avec
$$a_k = \frac{\partial R}{\partial X}(X_k)$$

et donc
$$X_{k+1} = X_k - \left[\frac{\partial R}{\partial X}(X_k) \right]^{-1} R(X_k)$$

$$b_k = R(X_k) - \frac{\partial R}{\partial X}(X_k) : X_k$$

$$\frac{\partial R}{\partial X}$$
 est la matrice Jacobienne J présentée expression (50).

La matrice tangente consistante est une sortie de la loi de comportement pour le code éléments finis. A partir de ces matrices tangentes locales, la matrice de rigidité globale est assemblée pour résoudre les équations d'équilibre global du système. Elle se calcule de la manière suivante :

$$T = \frac{d\Delta\sigma}{d\Delta\varepsilon} \quad (51)$$

De la même manière que pour la Jacobienne, les dérivées sont calculées de manière analytique et validées avec la méthode des perturbations numériques.

A la fin de cette étape de la procédure si : (i) les 52 cas tests convergent, (ii) les résultats obtenus sont cohérents, (iii) le nombre d'itérations locales reste toujours faible, (iv) les matrices Jacobiennes analytiques et les matrices tangentes analytiques sont exactes (ces deux matrices font intervenir l'ensemble des grandeurs du modèle) alors la loi est considérée numériquement stable et codée correctement dans Matlab.

III.6.2 Implémentation dans Abaqus/Standard (code élément finis)

Tous les aspects matériau (identification, essais sans gradient de contrainte, ...) peuvent être étudiés à l'aide du code développé dans Matlab. Le calcul de structure passe par un code éléments finis qui est ici le code commercial Abaqus/Standard. **L'implémentation de la loi dans Abaqus se fait dans une UMAT** qui permet à un utilisateur de coder une loi de comportement et de l'interfacer avec le code implicite Abaqus/Standard.

Lorsque la loi est codée dans la UMAT, elle est testée sur un point de Gauss avec les 52 cas tests précédents. Les solutions (déformations, contraintes, endommagement, forces motrices, etc.) ainsi que les matrices tangentes analytiques et les matrices Jacobiennes analytiques sont comparées avec les solutions obtenues et validées dans Matlab (la procédure de comparaison est automatisée dans Matlab). Une fois les cas tests matériau (sur un point de Gauss) passés avec succès, la loi dans Abaqus est considérée codée à l'identique de celle dans Matlab. Des cas tests de simulations éléments finis sont alors effectués. Les différents cas tests sont de complexité croissante, comme illustré sur la Figure 112. On commence par vérifier que les 9 chargements élémentaires (tractions, compressions, cisaillements dans les 3 directions) aboutissent à des résultats cohérents (en terme de déformations, contraintes et endommagement) avec des cubes constitués de quatre éléments linéaires. Ensuite, des simulations de traction sur plaque lisse, puis plaque haltères sont effectuées. On vérifie alors notamment si la répartition des endommagements est homogène et si les variables d'endommagements attendues sont bien activées. La courbe de comportement est également contrôlée. Le cas test suivant se fait avec une plaque trouée en traction et fait intervenir un gradient de contrainte au bord du trou. La répartition des déformations, contraintes et endommagements est observée ainsi que la réponse globale de l'éprouvette. Enfin, le cas d'un essai d'impact est considéré. Il s'agit d'un cas de chargement multiaxial avec des couplages et des niveaux de contraintes importants. C'est donc un cas test efficace pour mettre en évidence des problèmes structuraux causés par la loi de comportement indétectables à l'échelle matériau, ce qui s'est révélé très utile au cours de cette étude.

Afin de contrôler l'influence de chaque source de non linéarité, cette procédure a été appliquée aux différentes lois implémentées qui ont consisté à ajouter progressivement les différents mécanismes (viscosité, puis micro-dommages, méso-dommages, déformations stockées, déformations résiduelles, macro-dommage hors-plan, et enfin macro-dommages plans). Cela a également permis dans certains cas de tester différents choix de modélisation et d'en éliminer certains à différents stade de la procédure (par exemple certaines méthodes d'intégration des déformations stockées). Des modèles cohérents à l'échelle matériau se sont parfois montrés inutilisables en calcul de structures (telle que la fermeture instantanée des fissures, cinétique de macro-dommage hors-plan sans saturation). **La modification de la loi de comportement matériau à partir des résultats de calculs sur structures constitue un des points notables de ce travail de thèse.**

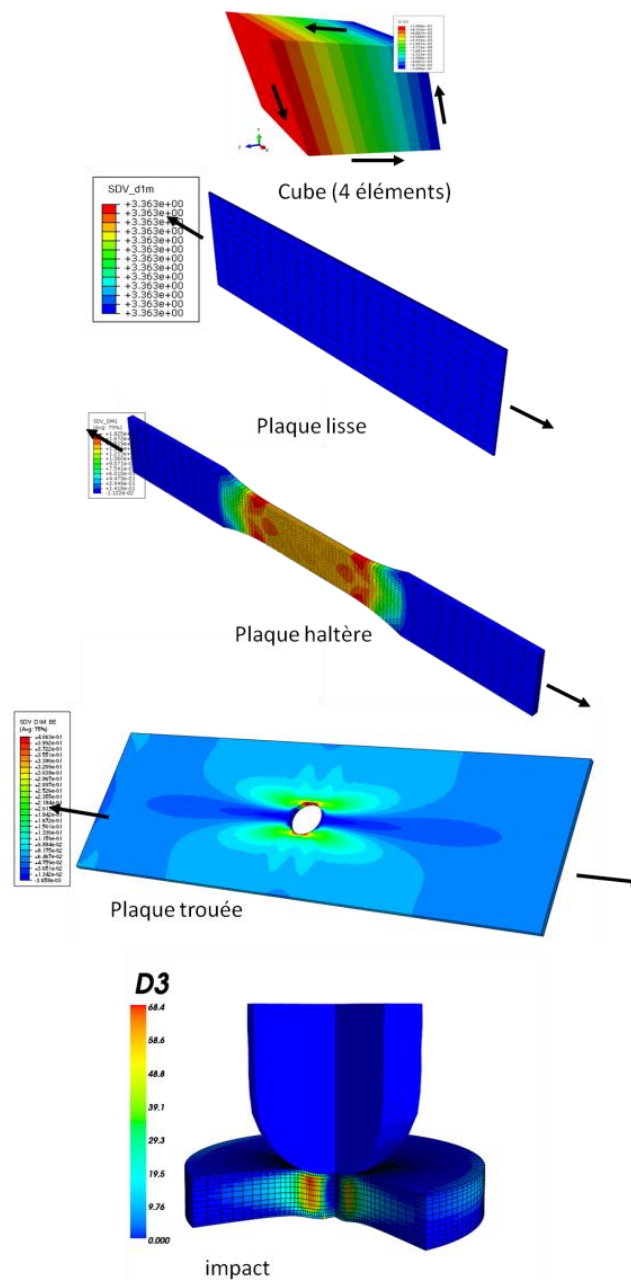


Figure 112 : Cas-tests de calculs de structures pour valider la loi de comportement implémentée dans Abaqus/standard

III.7 Synthèse

Au début de l'étude, le modèle ODM-CMO-v5 était le modèle de référence pour du calcul de structure sur matériau tissé interlock, notamment au sein du groupe SAFRAN. Cependant, ce modèle a été validé principalement pour des sollicitations planes et quasi-statiques. Nous avons cherché à évaluer la capacité de ce modèle à modéliser également des sollicitations dynamiques basse vitesse où les mécanismes hors-plans sont prépondérants. Le modèle ODM-CMO-v5 possède des mécanismes essentiels permettant de représenter les phénomènes intervenant lors de l'impact et s'est montré prometteur dans cette perspective, notamment les mécanismes de fissuration matricielle transverse permettent de capter qualitativement les faciès de fissures matricielles après impact observés expérimentalement.

Néanmoins, un certain nombre de développements ont été nécessaires pour rendre le modèle réellement utilisable pour des sollicitations d'impact tout en restant cohérent en quasi-statique. C'est pourquoi, nous avons décidé de développer la version ODM-CMO-v7 (la version ODM-CMO-v6 étant une version développée par (Rakotoarisoa 2013) dans le cadre de l'étude de la durée de vie des composites interlocks CMO). Pour commencer, la viscosité du matériau permettant de traduire sa dépendance au temps et responsable de la relaxation de l'empreinte résiduelle d'impact est prise en compte dans le modèle ODM-CMO-v5. Cependant, la non-linéarité de la viscosité, qui est nécessaire en quasi-statique, n'est pas, sous cette forme, cohérente avec la modélisation de l'impact. En effet, les niveaux de contraintes atteints sous l'impacteur sont tels que la non linéarité visqueuse, identifiée en statique, est aberrante en dynamique. Une description plus fine et plus physique de la non linéarité par l'introduction d'un nouveau mode d'endommagement, les micro-dommages, permet de rendre le modèle visqueux cohérent pour la statique et la dynamique. Ces micro-dommages se désactivent en compression, ce qui est nécessaire également en statique, et ainsi la viscosité sous l'impacteur est cohérente avec les observations expérimentales. Le deuxième point ayant nécessité des modifications est la description des endommagements hors-plan. Dans le modèle ODM-CMO-v5, celle-ci était fortement inspirée du formalisme plan avec trois variables d'endommagement. Or, il est observé avec les essais d'impact qu'il n'existe qu'un seul mécanisme d'endommagement hors-plan que sont les décohésions inter-torons. Nous avons donc construit une variable de macro-dommage hors-plan qui permet de reproduire fidèlement le faciès d'endommagement observé avec des décohésions inter-toron localisées dans la bande de cisaillement hors-plan et pas de décohésions dans l'axe de l'impact. Ces deux points (viscosité et endommagement hors-plan) constituent des modifications majeures du formalisme du modèle ODM-CMO-v5. Un troisième point important concerne la surestimation des ruptures de torons sous l'impacteur avec ODM-CMO-v5. Cela est particulièrement important dans l'optique de l'estimation des performances résiduelles puisqu'une surestimation lors de l'impact peut entraîner une surestimation de la perte de résistance. Nous avons donc pris en compte, pour les macro-dommages de ruptures de torons, l'effet de la pression hydrostatique qui renforce le matériau sous l'impacteur. Nous avons alors constaté une diminution de la taille de la zone contenant des ruptures de torons avec le modèle ODM-CMO-v7. Cet effet de la pression hydrostatique n'est pas utile seulement pour l'impact mais peut également permettre de mieux décrire certains phénomènes de matage ou des problématiques industrielles telles que les efforts sur un pied d'aube.

Un certain nombre d'autres développements ont été apportés. Ces aspects, qui ne remettent pas en cause le formalisme du modèle, sont pourtant importants dans le but d'obtenir un modèle décrivant l'impact à la fois robuste, efficace et rapide pour une utilisation en bureau d'étude. Nous avons attaché un soin particulier aux méthodes d'intégration dans le modèle, notamment pour les déformations stockées et résiduelles. Nous avons adapté à chaque situation l'utilisation de la méthode permettant la plus grande précision et le plus faible coût de calculs possibles. Une grande précision est nécessaire pour les déformations stockées puisque cette déformation peut entraîner une accumulation non physique d'énergie, notamment pour des chargements cycliques (ce qui peut constituer une perspective de ces travaux de thèse). Les déformations résiduelles sont elles aussi importantes pour l'impact car elles vont permettre d'obtenir l'empreinte résiduelle en surface après impact. Dans le but également d'une utilisation en bureau d'étude nous avons, autant que faire se peut, cherché à faciliter l'interprétation des résultats, l'utilisation du modèle et son identification. Le modèle ODM-CMO-v7 comporte 109 paramètres contre 332 pour ODM-CMO-v5.

Ce modèle a été implémenté dans une UMAT du code Abaqus/standard. La procédure d'implémentation utilisée nous a permis d'optimiser les temps de calculs quand et là où cela était possible, notamment en utilisant des matrices Jacobienne et tangente analytiques dont l'exactitude a été vérifiée. Ainsi, nous avons cherché à obtenir un modèle le plus performant et robuste possible pour du calcul de structure. Cela nous a permis d'effectuer un nombre relativement important de simulations d'impact dans le but de prévoir les endommagements induits et leurs effets. Les résultats obtenus avec ces simulations et utilisant le modèle ODM-CMO-v7 développé, font l'objet du chapitre suivant.

Chapitre IV : Prédiction des endommagements induits par impact

Résumé :

Dans ce chapitre, nous mettons en évidence de manière quantitative la capacité du modèle ODM-CMO-v7 à prévoir les endommagements induits par impact ainsi que leurs effets sur le comportement lors de l'impact. Pour cela, nous avons mis en place des simulations éléments finis du problème d'impact. Ces simulations ont permis de prévoir des faciès et des zones endommagées conformes aux observations expérimentales. Elles ont également permis de prévoir des énergies dissipées lors de la sollicitation, ainsi que l'empreinte résiduelle en surface. De cette manière, nous avons pu comparer les prévisions du modèle aux données expérimentales présentées au chapitre I.

IV.1 Introduction	147
IV.2 Mise en place des simulations éléments finis.....	149
IV.2.1 Modélisation du problème d'impact.....	149
IV.2.2 Discrétisation spatiale et temporelle	150
IV.3 Identification du modèle matériau ODM-CMO-v7	155
IV.3.1 Identification de la visco-élasticité.....	156
IV.3.2 Identification des endommagements plans et des ruptures de torons	161
IV.3.3 Identification de l'endommagement hors-plan	163
IV.4 Comparaison simulations/essais d'impact sur composite tissé interlock.....	170
IV.4.1 Prédiction du comportement à l'impact.....	170
IV.4.2 Prédiction des zones endommagées	174
IV.4.3 Prédiction de l'empreinte résiduelle	179
IV.4.4 L'énergie dissipée.....	180
IV.5 Synthèse.....	182

IV.1 Introduction

Le but de cette étude consiste à estimer les performances résiduelles statiques après un impact à basse vitesse / basse énergie d'une éprouvette en interlock. Comme cela a été vu dans l'état de l'art, une démarche de modélisation consistant à modéliser de manière physique les endommagements induits par impact puis ses répercussions en statique semble prometteuse (recalage avec l'expérimental limité). Cette démarche a été appliquée avec succès dans quelques études pour les composites stratifiés (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013)(González et al. 2012). Nous avons

donc, dans un premier temps, évalué la capacité du modèle matériau ODM-CMO-v7 à modéliser correctement les endommagements induits par un impact.

Un calcul éléments finis d'impact, avec le montage d'encastrement circulaire, utilisant une loi matériau linéaire élastique pour le matériau tissé interlock montre la nécessité de prendre en compte les mécanismes d'endommagement du matériau lors de cette sollicitation. En effet, la Figure 113 montre que sans mécanisme d'endommagement pour dissiper l'énergie, la réponse de l'éprouvette à l'impact est très mal décrite. L'hypothèse d'élasticité est donc inenvisageable.

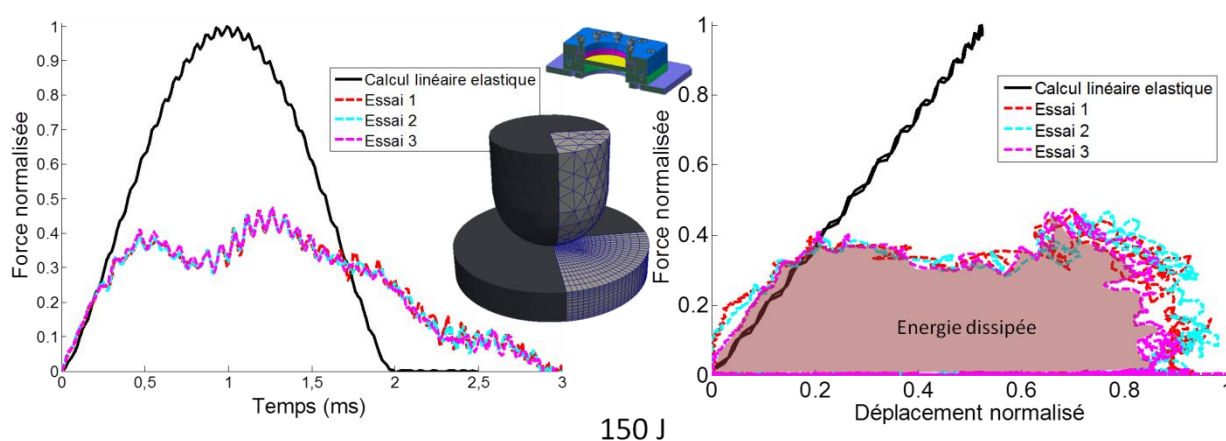


Figure 113 : Simulation de la sollicitation d'impact à 150 J sur matériau interlock avec une loi linéaire élastique

Dans le chapitre précédent, il a été vu que les développements du modèle ODM-CMO-v7 sont fondés sur les observations des mécanismes à l'impact basse vitesse et sont orientés vers le calcul de structure. Le code de calcul utilisé est Abaqus/Standard, soit un code implicite. La faible vitesse d'impact et l'absence d'éléments de zone cohésive dans le modèle rendent le problème adapté à un code implicite. La robustesse des calculs est ainsi meilleure qu'avec un code explicite et les pas de temps autorisés peuvent être plus larges. De plus, l'objectif étant ensuite de réaliser des calculs quasi-statiques pour estimer les performances résiduelles, un seul code implicite pour les simulations des sollicitations d'impact et post-impact est favorable à une utilisation du modèle en bureau d'études industriel.

Les modèles éléments finis d'impact ont été mis en place pour le montage d'encastrement circulaire comme cela a été présenté dans le chapitre précédent. Les simulations d'impact avec le montage d'appuis sur rouleaux ont également été mises en place afin, d'une part, de valider les prévisions réalisées avec le modèle d'encastrement circulaire et, d'autre part, d'effectuer par la suite les simulations statiques post-impact. Ces modèles éléments finis sont présentés dans la première partie de ce chapitre.

Le modèle ODM-CMO-v7 est utilisé dans les simulations éléments finis pour modéliser le comportement du matériau interlock lors de l'impact. Il est donc nécessaire pour être prédictif lors des simulations d'impact d'identifier au préalable les propriétés matériaux du modèle.

L'identification du modèle fait l'objet de la seconde partie du chapitre. Pour des raisons de confidentialité toutefois, les valeurs numériques des paramètres identifiés ne sont pas notées ici.

Enfin, nous comparons les prévisions des simulations aux résultats expérimentaux. D'abord, nous évaluons la capacité du modèle à décrire le comportement à l'impact de l'interlock puis nous évaluons sa capacité à décrire les zones endommagées. Une bonne description des zones endommagées couplée à une bonne description de l'influence de l'endommagement sur le comportement lors de l'impact est nécessaire pour ensuite estimer les performances résiduelles.

IV.2 Mise en place des simulations éléments finis

IV.2.1 Modélisation du problème d'impact

La mise en place du modèle éléments finis pour le montage d'encastrement circulaire a déjà été présentée en introduction du chapitre précédent. **Pour rappel nous ne modélisons qu'un quart du système du fait des conditions de symétrie. Seule la zone utile (circulaire) est représentée.** Les déplacements hors-plan des bords de la zone utile sont bloqués et des conditions de symétrie sont appliquées sur les faces des plans de symétrie. Une vitesse initiale est donnée à l'impacteur. **Le comportement de l'impacteur en acier est modélisé par une loi élastique isotrope et celui de l'interlock par le modèle ODM-CMO-v7.** Une surface de contact *maître* est définie sur l'impacteur et une surface de contact *esclave* est définie sur la plaque. Le contact « surface-to-surface » entre la plaque et l'impacteur permet de considérer des conditions de contact en moyenne sur des régions des surfaces maîtresse et esclave plutôt qu'à un nœud unique. De plus, nous avons choisi de nous placer dans le cas général d'un glissement fini (grand glissement) où tous les mouvements relatifs des deux surfaces sont possibles. Nous avons également considéré le contact sans frottement. Cette hypothèse simplificatrice permet une meilleure convergence des calculs et ne devrait pas avoir d'incidence majeure dans le cas de l'impact puisque la sollicitation est principalement normale. Enfin, les simulations sont effectuées avec l'hypothèse des petits déplacements. Les non-linéarités géométriques ne sont donc pas activées. Cela permet d'améliorer la convergence du modèle matériau, de réduire légèrement les temps de calcul et n'a pas d'influence sur la réponse obtenue, étant donnés les faibles niveaux de déplacement mesurés lors d'un essai d'impact.

Concernant la modélisation du problème d'impact avec appuis sur rouleaux, nous modélisons encore une fois un quart du système du fait des **symétries** (Figure 114). Des conditions de symétrie sur les déplacements sont également appliquées dans les plans de symétrie en tant que conditions aux limites initiales. Une vitesse incidente initiale est imposée à l'impacteur. Pour ce modèle, nous représentons la zone utile mais également la partie de l'éprouvette après les rouleaux. Le contact entre l'éprouvette et le rouleau est donc explicitement décrit. Tout comme l'impacteur, le rouleau en acier possède un comportement élastique isotrope. Le contact entre la surface de la plaque et le rouleau est décrit de la même manière que le contact éprouvette/impacteur. Notons que **ces simulations seront ensuite utilisées pour les simulations statiques post-impact.** Il est donc important de représenter les zones de l'éprouvette après les rouleaux. Les groupes de nœuds et d'éléments de l'éprouvette utilisés pour imposer, lors des simulations statiques, des conditions aux

limites (représentant les mors) et des comportements matériaux doivent également être anticipés. Ces partitions à l'échelle du maillage sont précisées dans le paragraphe suivant. Pour l'impact, le comportement ODM-CMO-v7 est affecté à l'ensemble de l'éprouvette.

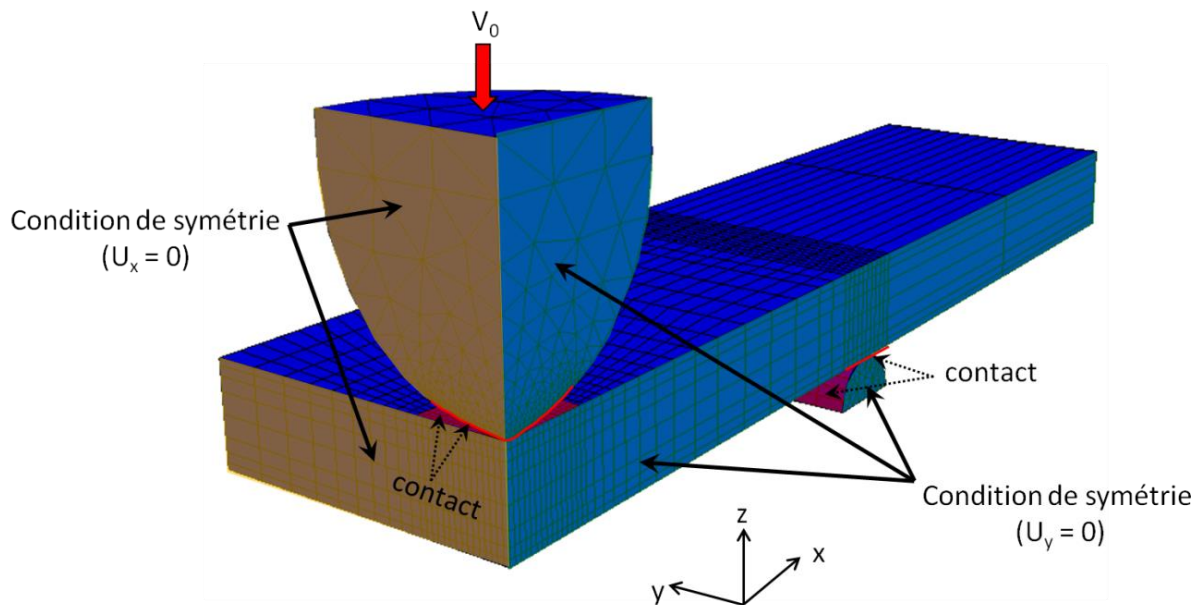


Figure 114 : Modèle éléments finis du problème d'impact avec appuis sur rouleaux.

IV.2.2 Discretisation spatiale et temporelle

Nous avons utilisé pour les simulations un maillage non régulier. **Ce maillage a pour but d'être le plus adapté possible à la sollicitation d'impact afin de limiter les temps de calcul tout en optimisant la précision de la prévision.** Le comportement de l'impacteur n'est pas l'objet d'intérêt ici. Bien que celui-ci soit considéré comme déformable, son comportement est élastique. Néanmoins, afin de décrire correctement le contact entre l'impacteur et l'éprouvette il est nécessaire de mailler finement l'impacteur dans la surface de contact comme le montre la Figure 115. Pour le contact, il est préférable que la surface maîtresse (impacteur) soit maillée plus finement que la surface esclave (éprouvette). Pour cette raison, nous avons arbitrairement fixé la taille de maille de l'impacteur dans la zone de contact comme deux fois plus petite que la taille de maille de l'éprouvette dans la zone de contact. Hors de cette zone, le maillage de l'impacteur est alors grossier de manière à limiter le nombre de degrés de liberté du problème. Nous utilisons des éléments tétraédriques linéaires à intégration réduite (c3d4r).

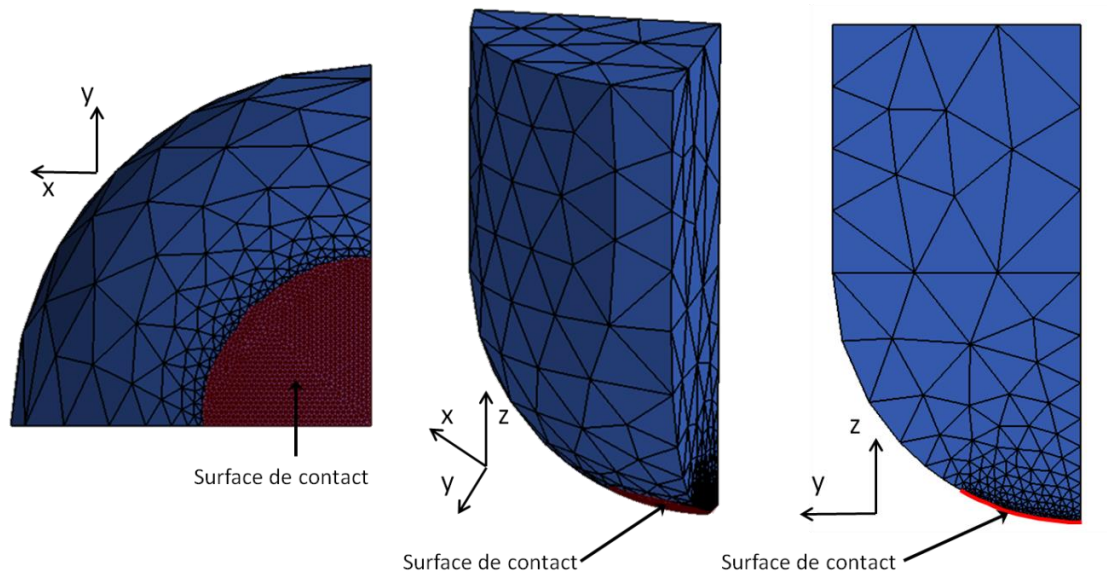


Figure 115 : Maillage d'un quart de l'impacteur

Le maillage de l'éprouvette est raffiné dans les zones de fortes non linéarités (zones de contact) et d'intérêt (zone sujettes à l'endommagement). Dans les zones où l'endommagement est *a priori* moins important, la taille de maille est augmentée. La Figure 116 montre le maillage de l'éprouvette pour le montage d'encastrement circulaire. La zone de contact est donc maillée de manière régulière et fine (éléments à base quadrangle) dans la zone de contact puis on augmente linéairement la taille de maille en sortie de cette zone. La zone de contact est la zone par laquelle les efforts sont transmis. Les contraintes y sont donc très importantes. Afin d'optimiser la précision des calculs, nous évitons dans cette région les éléments distordus. Nous imposons donc que la taille des éléments de surfaces soit identique dans l'épaisseur et dans le plan. L'impact entraînant une mise en flexion de l'éprouvette qui peut *a priori* générer également des endommagements importants sur la face opposée à l'impact, les éléments sur la face opposée sont également cubiques. La taille des éléments dans l'épaisseur augmente linéairement depuis les surfaces extérieures vers l'intérieur de la plaque.

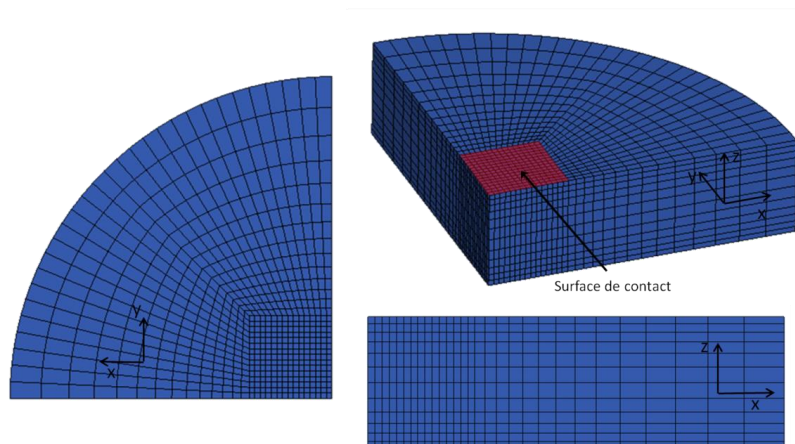


Figure 116 : Maillage d'un quart de l'éprouvette pour le montage d'encastrement circulaire.

Concernant le maillage de l'éprouvette pour le montage avec appuis sur rouleaux (Figure 117), la zone de contact maillée finement est suivie d'une augmentation progressive de la taille de maille. Après cette augmentation de la taille de maille, le maillage tient compte de la présence des mors lors de la sollicitation statique post-impact en distinguant la partie de la zone utile qui est prise dans les mors et celle qui ne l'est pas. La zone de contact avec le rouleau est maillée plus finement de manière à décrire précisément le contact. La zone après les rouleaux n'est pas sollicitée mécaniquement lors de l'impact et est prise dans les mors lors de la sollicitation statique. Elle est donc maillée très grossièrement. Le rouleau, comme l'impacteur, n'est pas l'objet d'intérêt. Il est maillé avec des éléments prismes linéaire (c3d6).

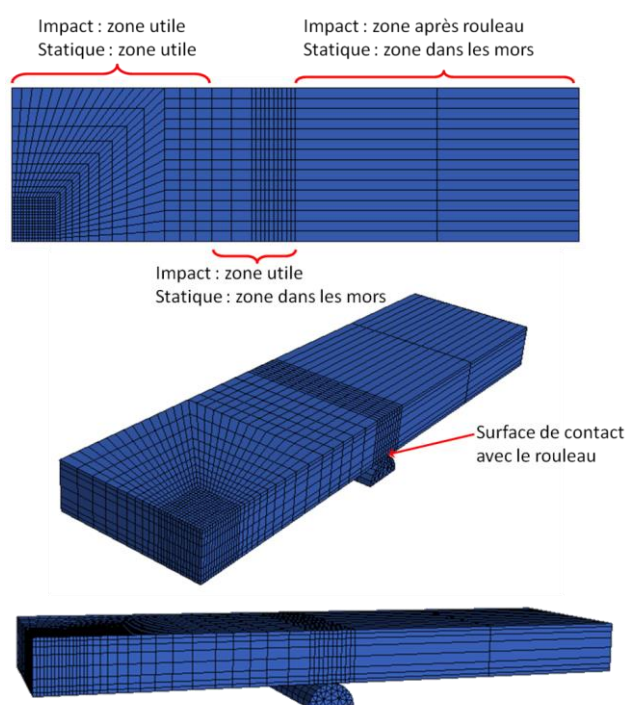


Figure 117 : Maillage d'un quart de l'éprouvette pour le montage avec appuis sur rouleaux

Le choix du type et de la taille d'éléments pour modéliser l'éprouvette s'est appuyé sur des études préliminaires de convergence au maillage. En effet, **afin d'optimiser le rapport temps de calcul/précision nous avons voulu limiter le nombre de degrés de liberté** (nombre d'inconnus du problème éléments finis). Toutefois, les hypothèses de représentativité de ces études sont fortes. Les études de convergence spatiale du maillage ont été effectuées dans le cas de l'indentation quasi-statique et avec une loi de comportement élastique linéaire pour l'impacteur et la plaque. De plus, la plaque maillée est une plaque fine de 4mm (non représentative des interlocks étudiés) et l'impacteur est de diamètre 16 mm (l'impacteur utilisé pour les essais est de diamètre 40 mm). Ces études réalisées au début de la thèse avec le code implicite ZéBuLoN, avant de connaître le matériau et les conditions expérimentales de l'étude, sont trop éloignées de notre problème pour obtenir des informations quantitatives précises. En revanche, une indication sur le type d'éléments à utiliser pour le problème numérique relatif à ce type de sollicitation a pu être extraite. Pour les différents

maillages de ces études, le nombre d'éléments dans l'épaisseur est constant (8) et le nombre d'éléments diffère principalement dans les zones de contact de la plaque et de l'impacteur. On a choisi de considérer la force maximale de l'impacteur sur la plaque atteinte au cours du chargement comme indicateur de convergence. Si l'on compare l'effort maximal obtenu avec des éléments à base triangulaire extrudés (c3d6 : éléments volumiques à 6 nœuds, c3d15 : éléments volumiques à 15 nœuds) et celui obtenu avec des éléments parallélépipédiques (c3d8 : éléments volumiques à 8 nœuds, c3d20 : éléments volumiques à 20 nœuds, c3d20R : éléments volumiques à 20 nœuds et à intégration réduite), on observe sur la Figure 118 que les éléments à base triangle permettent d'obtenir une valeur plus proche de la valeur à convergence pour les problèmes à faible nombre de degrés de liberté. En revanche, la vitesse de convergence pour ce type d'éléments est très faible. La valeur de convergence est donc atteinte pour un plus faible nombre de degrés de liberté avec des éléments parallélépipédiques. En particulier, on observe que les éléments parallélépipèdes à interpolation linéaire et intégration complète c3d8 semblent être ceux qui permettent d'obtenir la convergence la plus rapide sur le chargement maximal. En effet, pour ces éléments, la convergence semble atteinte pour des éléments de taille 0,2 mm x 0,2 mm dans la zone de contact. Au vu de ces résultats, nous avons donc choisi de considérer le maillage avec des éléments c3d8 de 0,2mm x 0,2 mm dans la zone de contact comme étant le maillage convergé de référence. Dans le cas de notre problème, du fait de l'épaisseur importante du matériau et pour limiter les temps de calcul, **nous avons utilisé des éléments c3d8 de taille 0,66 mm x 0,66 mm dans la zone de contact.**

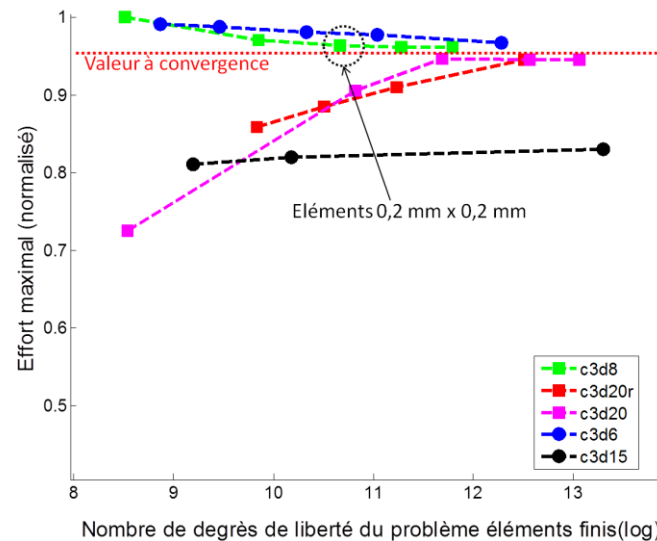


Figure 118 : Influence du nombre de degrés de libertés sur la valeur du pic d'effort lors de la simulation d'un poinçonnement quasi-statique

Nous avons également étudié l'influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur. La Figure 119 montre qu'en imposant une évolution linéaire de la taille des éléments de telle manière que les éléments de surface soit cubiques, la convergence en nombre d'éléments est très rapide. Dès le deuxième point (8 éléments pour une épaisseur de plaque de 4 mm) une valeur convergée du pic de force est atteinte. Dans notre cas (épaisseur de 11,1 mm) et pour limiter les temps de calcul, nous

avons utilisé 12 éléments dans l'épaisseur pour le montage d'encastrement circulaire et 8 pour le montage avec appuis sur rouleaux. **Finalement, les simulations d'impact avec le montage d'encastrement circulaire, comportent 35862 degrés de liberté (Figure 115 et Figure 116) alors que les simulations d'impact en appuis sur rouleaux en comportent 30828 (Figure 115 et Figure 117).**

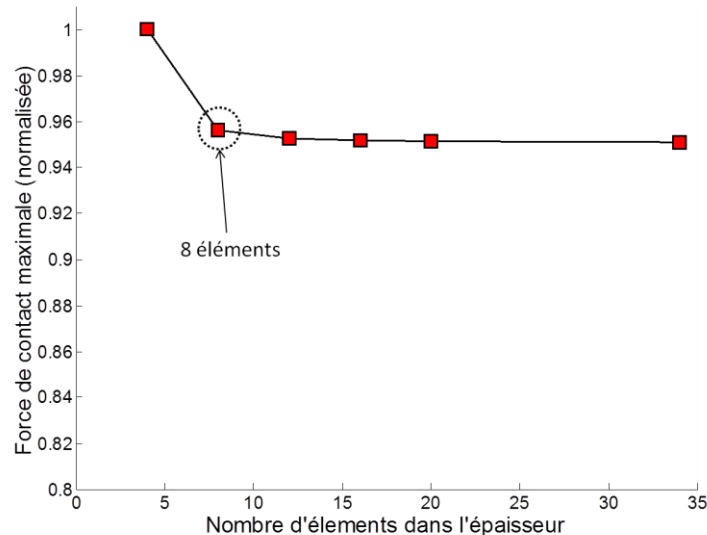


Figure 119 : Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur sur la valeur du pic de force

Afin de limiter les temps de calcul, la discrétisation temporelle doit également être optimisée. Des pas de temps plus larges permettent de réduire le nombre d'incréments et donc les temps de calcul. Cependant, des pas de temps trop larges peuvent conduire à négliger des phénomènes d'ondes potentiellement importants. Nous avons étudié l'influence de la discrétisation temporelle en début d'étude également pour une plaque de 4 mm et avec une loi de comportement élastique orthotrope. Les résultats d'une simulation d'impact à 50 J en Figure 120 montrent, bien que les phénomènes d'oscillations soient mieux décrits à partir de 250 incréments, que **la réponse moyenne est correctement décrite avec très peu d'incréments**. Nous utilisons donc, dans les simulations, des pas de temps adaptatifs pour les augmenter lorsque la convergence est possible.

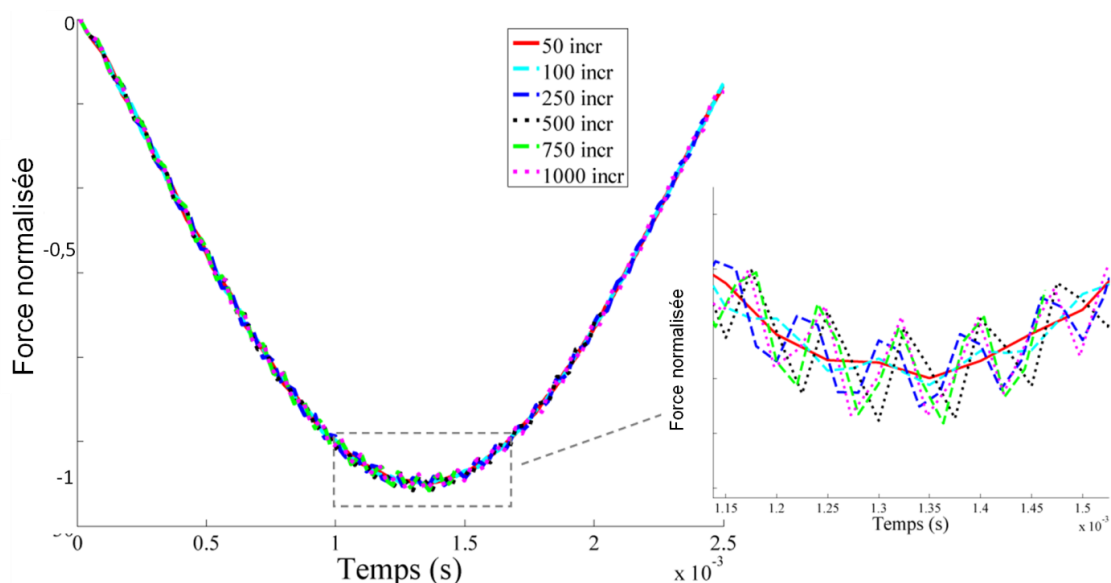


Figure 120 : Influence de la discrétisation temporelle sur la réponse force/temps lors de l'impact à 50 J (vitesse incidente 2,6 m/s)

Les résultats de ces études de convergence spatiale et temporelle ne sont qu'indicatifs car elles ont été menées avec des simulations élastiques. Or, la géométrie du système (épaisseur, diamètre, etc.), la loi de comportement, l'identification utilisée, l'énergie d'impact incidente sont autant de paramètres à prendre en compte pour effectuer des études de convergence réellement représentatives. Cela n'a pas été possible par manque de temps. Néanmoins, les temps de calculs obtenus à la fin du projet sont suffisamment raisonnables pour entreprendre certaines de ces études. **Les simulations finales d'impact pour le montage d'encastrement circulaire durent entre 12 h (60 J) et 30h (200 J) en utilisant le multi-threading de Abaqus/standard sur 10 processeurs. Elles durent de 4 h (40 J) à 6 h (80 J) pour les simulations d'impact sur plaque en appuis sur rouleaux. Ces temps de calculs constituent une amélioration par rapport à ceux au début de l'étude.** En effet, les temps de calculs des premières simulations d'impact avec le modèle ODM-CMO-v5 et le code de calcul ZéBuLoN étaient d'environ 90 h pour des bas niveaux d'énergie (30 J). Les simulations pour des plus hauts niveaux d'énergie présentaient des problèmes de convergence. L'utilisation du code de calcul Abaqus/Standard a permis de réduire les temps de calcul et d'améliorer la convergence des simulations du fait de la meilleure gestion du contact dans ce code. Toutefois, le temps de calcul de la simulation d'impact à 150 J avec le montage d'encastrement circulaire, dans Abaqus/Standard et avec la loi matériau ODM-CMO-v5 identifiée, était de 70 h contre 25 h à la fin de l'étude avec le modèle ODM-CMO-v7.

IV.3 Identification du modèle matériau ODM-CMO-v7

Afin d'appliquer les modèles éléments finis présentés précédemment à des fins prédictives, il est nécessaire d'identifier les propriétés matériau du modèle ODM-CMO-v7 pour le matériau tissé interlock étudié. Un certain nombre de paramètres sont à identifier. Ils concernent la viscosité et les endommagements. Pour cela, différents essais quasi-statiques sur éprouvettes ont été utilisés. Nous

faisons, en effet, l'hypothèse qu'en dynamique basse vitesse, le comportement du matériau est identique au comportement statique (cette hypothèse sera discutée plus tard). Une procédure d'identification détaillée des propriétés dans le plan du modèle est présentée par (Hurmane 2015) et a été appliquée pour un matériau tissé interlock similaire. **L'identification des paramètres hors-plan fait ici l'objet d'une attention particulière.** L'identification du modèle a été effectuée en intégralité pour le matériau de cette étude. **Elle est effectuée à partir des simulations avec le modèle matériau réalisées sur un point de Gauss dans Matlab. Les temps de calculs sont donc très faibles (quelques secondes par simulation).** La procédure d'identification est semi-automatique. En effet, pour un jeu de paramètres matériau donné, les calculs sont lancés et comparés automatiquement aux résultats d'essais disponibles dans le logiciel. L'ajustement des paramètres matériau, afin de faire correspondre les résultats des simulations et des essais, est effectué à ce jour encore « manuellement » par l'utilisateur. Des travaux sont actuellement en cours pour la proposition de méthodes automatisées d'identification des paramètres matériau.

IV.3.1 Identification de la visco-élasticité

La première étape de l'identification consiste à déterminer les **propriétés élastiques linéaires** du matériau. Elles ont été déterminées au préalable par le groupe Safran et également dans le cadre de l'étude (Rakotoarisoa 2013) avec des **essais classiques de traction monotone** dans les différentes directions. Nous avons réalisé dans le cadre de notre étude des **essais de compression monotone** pour compléter ces informations. Ces essais ont été effectués sur la machine Zwick de capacité 150 kN disponible à l'Onera (Figure 121). Les éprouvettes sont rectangulaires de dimensions 120 mm x 25 mm. L'effort est principalement transmis par les chants des extrémités de l'éprouvette situées dans les mors. En effet, comme le montre la Figure 121, une partie de l'éprouvette est prise dans les mors. Néanmoins, le serrage appliqué sur les faces supérieure et inférieure est faible. C'est le contact plan sur les extrémités de l'éprouvette qui impose le déplacement. Pour cette raison, les bords de l'éprouvette sont rectifiés au préalable pour être aussi plans que possible. Les essais sont pilotés en déplacement à une vitesse de 0,1 mm/min. Ces essais ont également servi à l'identification des seuils de rupture des torons en compression. Ils sont instrument s avec de la st reo-corrélation d'images sur l'une des faces de la zone utile et deux capteurs d'émission acoustique. La déformation servant à l'identification est obtenue par la st reo-corrélation d'images en utilisant une jauge virtuelle de 8 mm x 8 mm. Plus de détails sur l'utilisation de ces jauges virtuelles sont disponibles dans (Hurmane 2015). **Les modules élastiques dans le plan utilisés pour les simulations d'impact sont les moyennes des modules de traction et des modules de compression** puisque la partie supérieure (coté impacté) de l'éprouvette est soumise à un chargement de compression tandis que la partie inférieure subit un chargement de traction. Les modules de cisaillement, les coefficients de Poisson et le module élastique hors-plan ont été fournis par le groupe Safran (méthodes d'homogénéisation sur des modèles mésoscopiques issus du logiciel Wisetex (Verpoest & Lomov 2005))

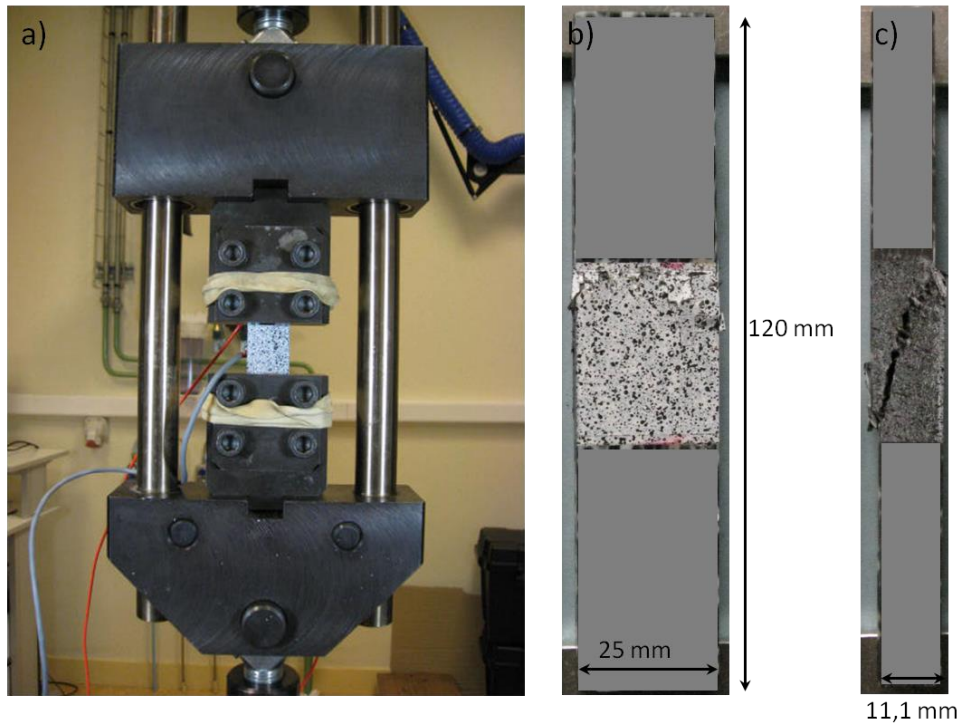


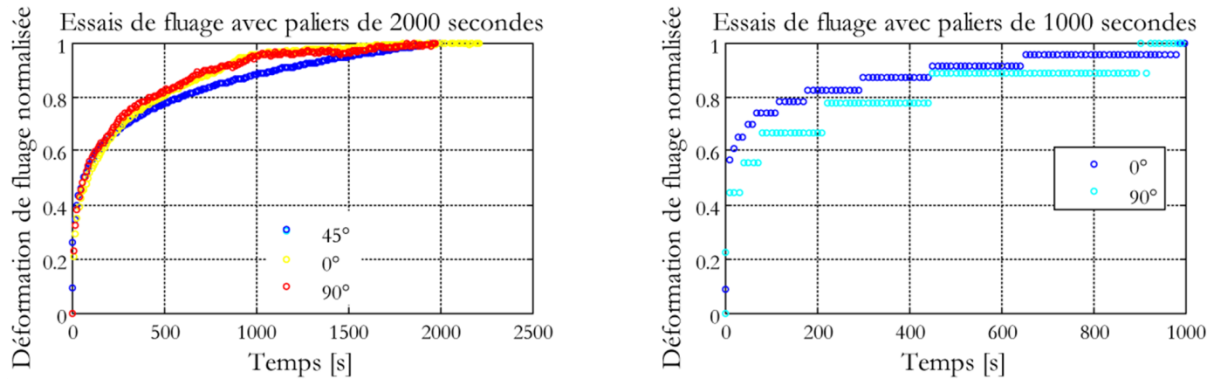
Figure 121 : Montage de compression monotone avec la machine Zwick (a) et éprouvette rompue vue de face (b) et de profil (c)

Le premier mécanisme non linéaire à identifier est la viscosité car celle-ci est observable en l'absence d'endommagement et est donc découplée de tout autre mécanisme. Trois éléments de la viscosité sont à prendre en compte: (i) le spectre visqueux (gaussienne), (ii) le tenseur des souplesses visqueuses, (iii) les micro-dommages pour la non-linéarité visqueuse. Pour cela, des **essais de fluages multi-paliers** ont été utilisés. Il faut alors s'assurer, lors de la définition de ces essais, qu'ils comportent des paliers à des niveaux inférieurs à l'apparition des premiers (méso) endommagements. Les essais de fluages multi-paliers en traction sens chaîne, trame et à 45° de la thèse de (Rakotoarisoa 2013) ont été utilisés. Il s'agit du même matériau que celui de notre étude. En plus de ces essais, nous avons effectué des essais de fluages multi-paliers en compression dans les sens chaîne et trame. Les éprouvettes et le montage sont ceux décrits ci-dessus pour les essais de compression monotone. Afin d'identifier le spectre visqueux, on utilise la déformation de fluage normalisée qui se calcule sur un palier à partir de la déformation à l'instant considéré (t), de la déformation au début de palier (à l'instant t_0) et de la déformation en fin de palier (à l'instant t_f):

$$\underline{\varepsilon}_{fluage}^{normalisée} = \frac{\underline{\varepsilon}(t) - \underline{\varepsilon}(t_0)}{\underline{\varepsilon}(t_f) - \underline{\varepsilon}(t_0)}$$

L'étude de (Rakotoarisoa 2013) a mis en évidence l'isochronisme de la réponse de fluage pour l'interlock de référence étudié ici. Cette notion, introduite par (Maire 1992), traduit l'indépendance de l'évolution de la déformation de fluage normalisée à la contrainte appliquée. L'évolution de la déformation de fluage normalisée dépend uniquement du temps. De plus, celle-ci est aussi indépendante de la direction de sollicitation comme le montre la Figure 122. Il a également été

montré par (Hurmane 2015) que cet isochronisme est également valable en compression et que l'évolution de la déformation de fluage normalisée est identique en traction et en compression (pour un composite interlock similaire à celui de notre étude). Ainsi, dans ODM-CMO-v7, un seul spectre visqueux est à identifier à partir d'une seule courbe de déformation de fluage normalisée.



La gaussienne qui définit le spectre visqueux (relation entre le temps de relaxation et le poids de chaque mécanismes élémentaire visqueux) est régie par deux paramètres n_c et n_o (moyenne et écart type de la gaussienne). Les bornes de la gaussienne sont fixées. Elles ont été fixées à (-20,50) car dans la gamme de vitesse étudiée, nous considérons que les mécanismes visqueux au-delà de ces bornes ont une influence faible. Le nombre de mécanismes visqueux est également fixé à 50 de manière à décrire la gaussienne correctement en limitant toutefois le stockage des variables liées à la viscosité et donc les temps de calcul. Une multitude de couples (n_c , n_o) est testée, ce qui permet d'obtenir une surface de réponse comme le montre la Figure 123 pour un essai de fluage hors-axe (45°). Les bornes choisies pour les couples testés sont 0 et 30 pour les deux paramètres. Les déformations de fluages normalisées correspondantes aux différents couples sont tracées. Chaque courbe de couleur sur la Figure 123 (gauche) représente la déformation de fluage normalisée obtenue avec l'un de ces couples lors de la simulation d'un fluage à 45°. L'erreur quadratique cumulée (somme des erreurs au sens des moindres carrés en chaque point entre l'essai et les simulations) est ensuite calculée pour chacune des simulations. L'erreur cumulée, donne une surface de réponse sur la grille des couples n_c et n_o testés comme le montre la Figure 123 à droite.

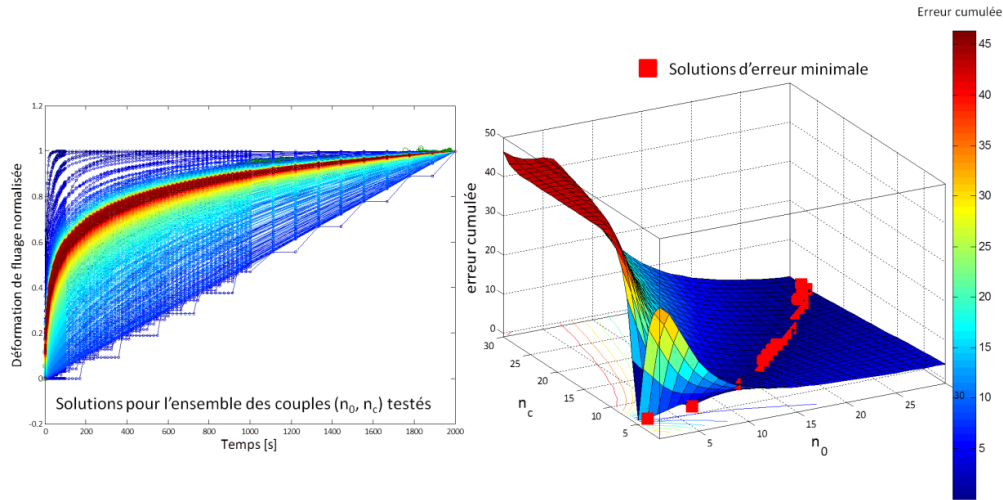


Figure 123 : Réponse de fluage normalisée pour des différents couples (n_o, n_c) testés (gauche) et surface d'erreur cumulée par rapport à l'essai de fluage hors-axe (45°) obtenue avec ces couples (droite).

Il existe une infinité de couples permettant d'obtenir une erreur cumulée minimale avec les résultats d'essais disponibles. Ces solutions sont visibles dans le fossé observable sur la surface de réponse en Figure 123 (erreur cumulée proche de 0 en bleu foncé). Parmi les solutions acceptables, telles que celles montrées en Figure 124, un couple solution est retenu afin de représenter au mieux l'évolution de la réponse expérimentale pour les différents essais. **Le couple choisi doit également être susceptible de donner des résultats acceptables en cas de chargement dynamique.** Pour cela, les temps caractéristiques des phénomènes rapides doivent être bien représentés par la gaussienne. Afin de mieux les représenter, une évolution possible du modèle serait de considérer un double spectre (un pour les phénomènes lents et un pour les phénomènes rapides) comme proposé par (Berthe 2013).

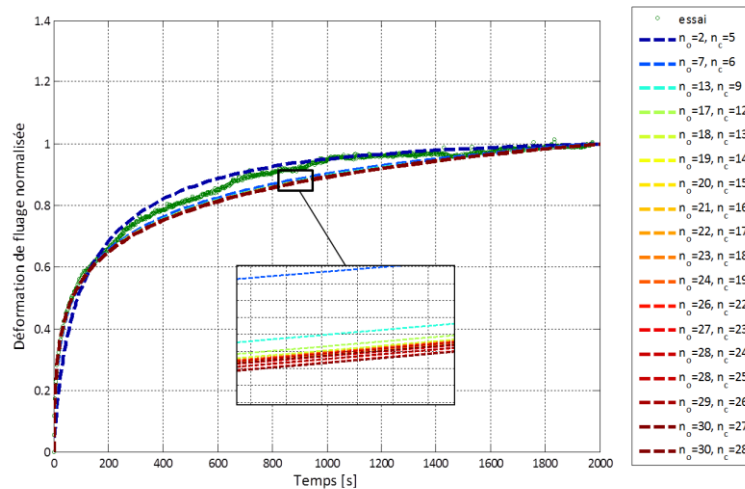


Figure 124 : Réponse de fluage normalisée pour les couples (n_o, n_c) où l'erreur cumulée est minimale par rapport à l'essai de fluage hors-axe (45°)

Le tenseur des souplesses visqueuses est identifié sur la déformation du premier palier des essais de fluage dans chaque direction en traction comme le montre la Figure 125. Les essais de compression servent de validation (il y a un seul tenseur des souplesses visqueuses). Les micro-dommages responsables de la non-linéarité visqueuse sont ensuite identifiés sur la déformation des paliers de fluage non endommageant suivants (en dessous du seuil des méso-dommages). Les seuils des micro-dommages ne sont pas détectables expérimentalement par émission acoustique ou par observation visuelle standard (en raison des échelles mises en jeu). Les micro-dommages sont donc identifiés au travers de leurs effets sur le comportement viscoélastique. Sur les essais réalisés dans cette étude, on constate qu'ils interviennent entre le premier et le second palier de fluage (puisque la non-linéarité est observée dès le second palier). La calibration des lois d'évolution des micro-dommages permet ensuite de retrouver la déformation de fluage de ces paliers non endommageant. La description des paliers de fluage au-dessus du seuil d'endommagement nécessite d'identifier non seulement la viscosité mais également le comportement endommagé (méso-dommages et macro-dommage hors-plan introduit lors de sollicitations planes du fait du couplage décrit au chapitre précédent). On observe, toutefois, que les décharges sont moins bien décrites que les charges.

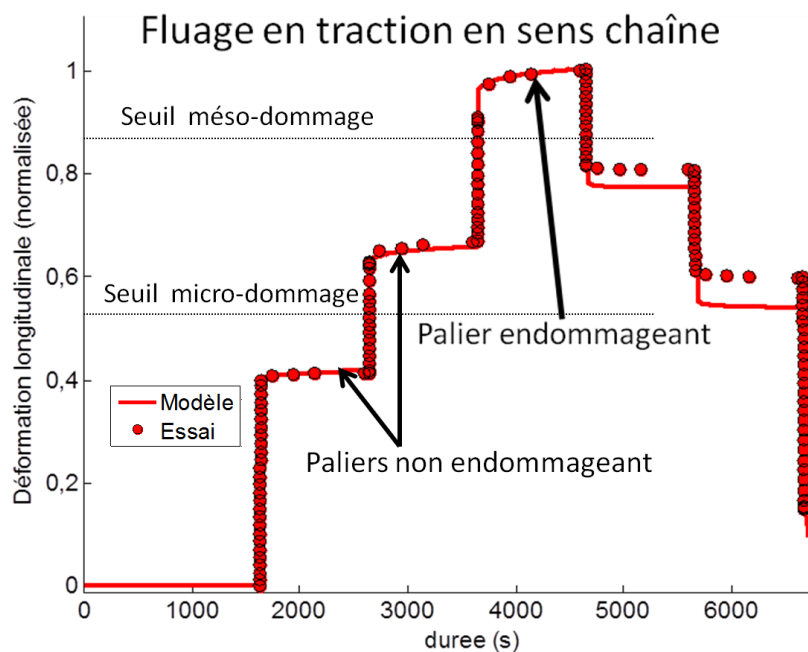


Figure 125 : Identification de la viscosité sens chaîne avec un essai de fluage multi-paliers en traction

Concernant l'identification des paramètres hors-plan du modèle, celle-ci n'a pu être effectuée faute d'essais de fluage dans cette direction. Néanmoins, des essais de fluage en compression hors-plan sur des cubes d'un autre matériau interlock, réalisés dans le cadre d'une étude menée à l'Onera (Laurin, Paulmier & Irisarri 2013), ont permis d'obtenir des ordres de grandeur des paramètres hors-plan liés à l'effet de la viscosité (la matrice polymère étant identique à celle du composite tissé interlock étudié ici). Les micro-dommages dans cette direction n'ont pas pu être estimés car ils ne s'activent pas en compression et nous ne disposons pas d'essais de traction hors-plan car difficiles à

mettre en œuvre. Nous avons donc utilisé des paramètres du même ordre de grandeur que ceux décrivant les micro-dommages dans le plan.

IV.3.2 Identification des endommagements plans et des ruptures de torons

L'étape suivante consiste en l'identification des méso-dommages qui ont une influence notable et aisément observable sur le comportement. L'identification requiert la détermination (i) des seuils d'amorçage de l'endommagement, (ii) de l'effet des méso-endommagements sur le comportement, (iii) des lois d'évolution de l'endommagement, et (iv) des déformations résiduelles. Les essais utilisés sont encore issus de la thèse de (Rakotoarisoa 2013). Il s'agit **d'essais de traction incrémentale avec passage en compression dans les sens chaîne, trame et hors-axe à 45°.**

Les seuils des méso-dommages sont déterminés à partir des données d'émission acoustique. L'augmentation significative de l'énergie cumulée est en effet due à l'apparition d'événements acoustiques associés à la création de fissures matricielles et cette augmentation importante détermine donc un seuil d'amorçage du méso-dommage dans la direction considérée tel que l'illustre la Figure 126 (en chaîne puis en trame). Lors de l'acquisition des données, l'évolution de l'énergie cumulée est fonction de la contrainte. La mesure de la déformation par stéréo-corrélation d'images permet de déterminer le seuil en déformation (paramètre d'entrée du modèle) associé à la contrainte d'amorçage mesurée. **Les lois d'évolution** (régies par les paramètres d_i^c , $y_i^{c,d}$, p_i^d) ainsi que **les tenseurs d'effet** (2 paramètres en sens chaîne et 2 paramètres en sens trame) sont **identifiés à l'aide des courbes de comportement de manière à reproduire le comportement non linéaire observé.** Ne disposant pas de méthodes automatisées, cela nécessite de tester un certain nombre de jeux de paramètres et également une certaine habitude (il n'est pas possible d'identifier chaque paramètre individuellement étant donnés les couplages existant). Enfin, **la présence d'une déformation non nulle lors du passage en compression permet de calibrer la déformation résiduelle due aux méso-dommages dans la direction considérée** (Figure 126). **Il existe deux paramètres à identifier pour ces déformations résiduelles** (χ_1 , χ_2), un pour chaque direction principale du plan. Ces deux paramètres sont totalement découplés. On identifie l'un avec l'essai de charge-décharge en sens chaîne et l'autre avec l'essai de charge-décharge en sens trame. L'identification des déformations résiduelles est donc très simple. Ce sont ces déformations résiduelles qui permettent lors des simulations d'impact de prévoir une empreinte résiduelle en surface. Dans le cas de l'impact, on observe que le méso-dommage associé à la direction de trame est plus important que celui associé à la direction de chaîne. De plus, lors de l'identification sur les essais de charge-décharge, on remarque que les déformations résiduelles sont plus prononcées en sens trame. La déformation résiduelle associée au méso-dommage en sens trame est donc prédominante dans la prévision de l'empreinte résiduelle de surface en impact.

Cette procédure d'identification des paramètres de méso-endommagement dans le plan est aujourd'hui bien posée et est décrite dans (Hurmane 2015).

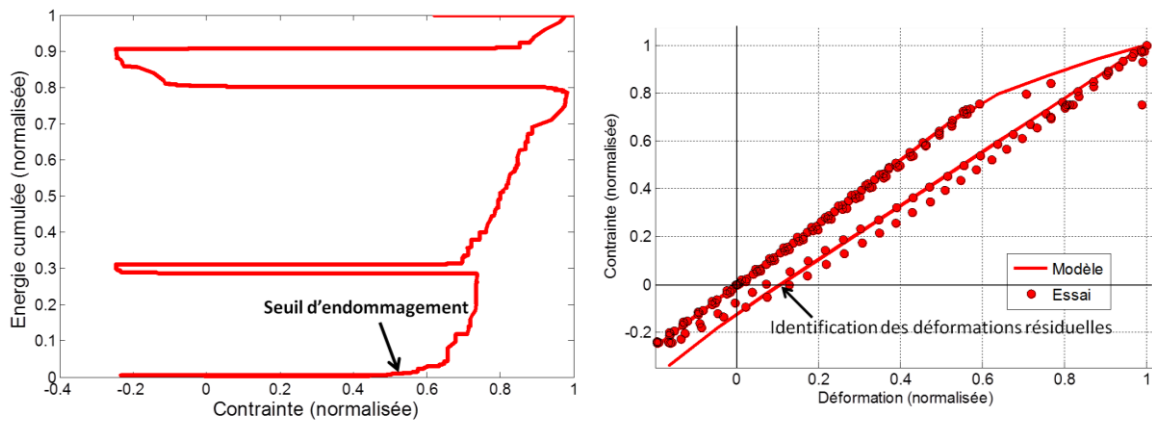


Figure 126 : Identification du seuil du méso-dommage d_2 avec l'émission acoustique durant un essai de traction incrémentale sens trame (gauche) et de sa loi d'évolution ainsi que la déformation résiduelle avec la courbe de comportement (droite)

Les dernières sources de non linéarité du modèle à identifier sont les macro-dommages. Les seuils des macro-dommages plans sont aisément identifiés. Ils correspondent à la déformation à rupture des éprouvettes (sans singularité géométrique) en traction ou en compression. Les essais de traction monotone sens chaîne et trame réalisés par Safran dans le cadre de la thèse de (Rakotoarisoa 2013) sont donc utilisés pour identifier les ruptures de torons en traction. Les **essais de compression monotone** sens chaîne et trame réalisés dans le cadre de notre étude permettent d'identifier les seuils de ruptures de torons en compression comme montré en Figure 127.

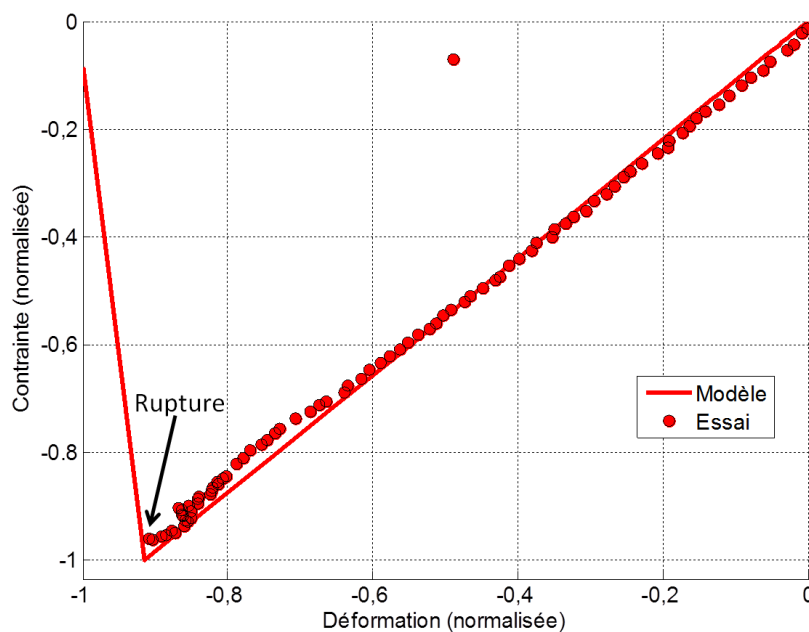


Figure 127 : Identification du seuil de rupture de torons dans le sens chaîne en compression

Les essais de compression peuvent également servir à identifier les **effets du macro-dommage dans le plan** (les paramètres $h^{D^3}_{11}$ et $h^{D^3}_{22}$). En effet, aucun endommagement plan ne s'activant en compression, le modèle est linéaire à rupture en l'absence d'endommagement hors-plan. L'effet du macro-dommage hors-plan (qui peut être induit en compression plane dans le modèle du fait de l'effet Poisson) dans le plan permet d'introduire une non-linéarité. Néanmoins, expérimentalement la non-linéarité qui peut être observée en compression n'est pas uniquement due à la présence de décohésion mais également à un module élastique non-linéaire (Hurmane 2015). Ces paramètres vont bien sûr être influant sur le comportement et la tenue résiduelle après impact puisque l'éprouvette contient initialement beaucoup de décohésions introduites lors de l'impact. Dans notre cas, la non linéarité observée en sens chaîne (direction étudiée dans cette thèse pour les sollicitations post-impact) est très faible, nous avons donc choisi des valeurs nulles pour ces coefficients. L'identification précise de ces paramètres est un point qui serait à étudier en perspective de ces travaux.

Pour des pièces présentant un gradient de contrainte (c'est le cas lors de sollicitation d'impact) la rupture des torons est progressive. **L'identification des lois d'évolution des macro-dommages plans** ne peut donc pas être réalisée avec des simulations sur un seul point de Gauss. Cela demande des **essais sur éprouvettes présentant une singularité géométrique** telle que des plaques trouées ainsi que la mise en place de modèles éléments finis. De tels essais n'ont pas été réalisés pour le matériau interlock étudié ici. Même disposant de ces essais, une identification précise et robuste reste délicate. En effet, ce type de calcul de structure nécessite une méthode de régularisation comme l'effet retard utilisé dans ODM-CMO-v7 qui interagit fortement et de manière complexe à l'échelle de la structure avec les cinétiques d'évolution. Nous avons donc utilisé des cinétiques d'évolution qui nous semblaient appropriées au vu des premiers résultats dans ce domaine de (Hurmane et al. 2015) pour un matériau interlock de tissage sensiblement différent. De plus, le temps caractéristique de l'effet retard utilisé est le plus petit temps caractéristique permettant de délocaliser l'endommagement visible dans les simulations d'impact.

IV.3.3 Identification de l'endommagement hors-plan

La dernière étape de l'identification concerne le macro-dommage hors-plan. Ce dernier point ne peut être traité de la même manière que les macro-dommages plans car un essai quasi-statique dans la direction hors-plan est difficile à mettre en œuvre et à analyser (Schneider et al. 2009) du fait de la faible dimension dans cette direction et de la taille importante de Volume Élémentaire Représentatif (VER). Jusqu'à présent, cette problématique n'était pas réellement abordée car le modèle ODM était surtout utilisé pour des sollicitations planes. Or, une identification correcte de l'endommagement hors-plan est indispensable dans le cas de l'impact. Comme nous l'avons montré dans le second chapitre, les décohésions sont les principaux modes de fissuration au cours de l'impact et cela se vérifie par une simulation sur le comportement de l'éprouvette. La Figure 128 représente la courbe force/temps obtenue par une simulation de l'impact à 150 J (vitesse incidente de 4,6 m/s) avec ODM-CMO-v7 et l'identification des propriétés planes réalisée telle que présentée ci-dessus mais en

désactivant la macro-variable D_3 . Cette figure illustre la **faible contribution des endommagements plans et des ruptures de torons** à la dissipation d'énergie totale.

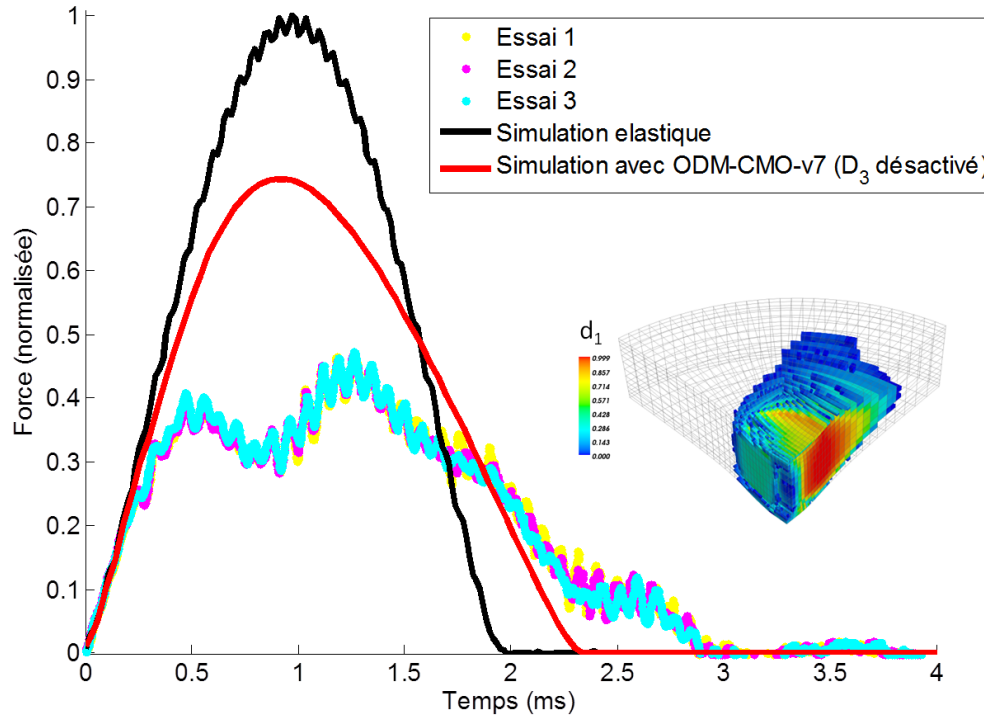


Figure 128 : Mise évidence de la faible dissipation d'énergie due aux mécanismes plans lors de l'impact (encastrement circulaire). Réponse force/temps obtenue en désactivant les endommagements hors plan pour l'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)

N'ayant pas accès à un essai quasi-statique simple à mettre en œuvre et à analyser dans cette direction, nous avons utilisé plusieurs moyens pour identifier les propriétés hors-plan. Afin d'identifier les **seuils d'amorçage en cisaillement hors-plan** de la macro-variable D_3 , nous avons réalisé un **essai de flexion trois points** en sens chaîne et un essai en sens trame comme le montre la Figure 129. L'éprouvette est de dimension 60 mm x 80 mm et est posée sur deux rouleaux en acier dont les axes sont distants de 55 mm. On impose un déplacement (1 mm/min) à un troisième rouleau au contact de la surface supérieure (située au centre de l'éprouvette). Il est nécessaire pour ce matériau interlock épais de choisir un diamètre suffisamment grand pour le rouleau supérieur de manière à ne pas indenter et trancher la matière localement sous le rouleau et à ne pas obtenir un mode de rupture non recherché (nous avons pris un rouleau supérieur de diamètre 30 mm). Cet essai sollicite l'éprouvette principalement en cisaillement hors-plan (dans le plan 13 ou le plan 23 selon l'orientation de l'éprouvette). La rupture se fait par la création brutale de décohésions sous l'effet des cisaillements hors-plan.

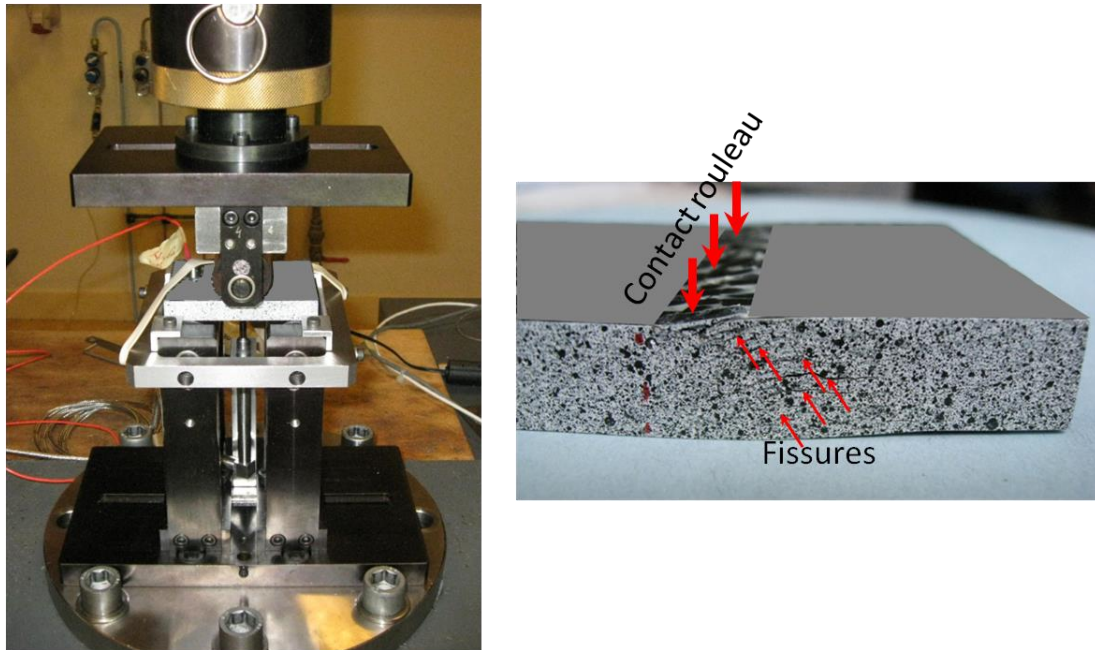


Figure 129 : Montage d'essai de flexion trois points réalisé à l'Onera (gauche) et éprouvette rompue (droite)

L'avantage de ces essais quasi-statiques réside dans l'instrumentation qu'il est possible d'utiliser. De la stéréo-corrélation d'images sur le chant permet de déterminer le lieu et l'instant de la création brutale de décohésions conduisant à la rupture. Celles-ci ont lieu à mi-épaisseur de l'éprouvette, où le cisaillement inter-laminaire est le plus important. La création d'une première décohésion assez étendue est liée à une chute brutale de l'effort sur le comportement global (Figure 130).

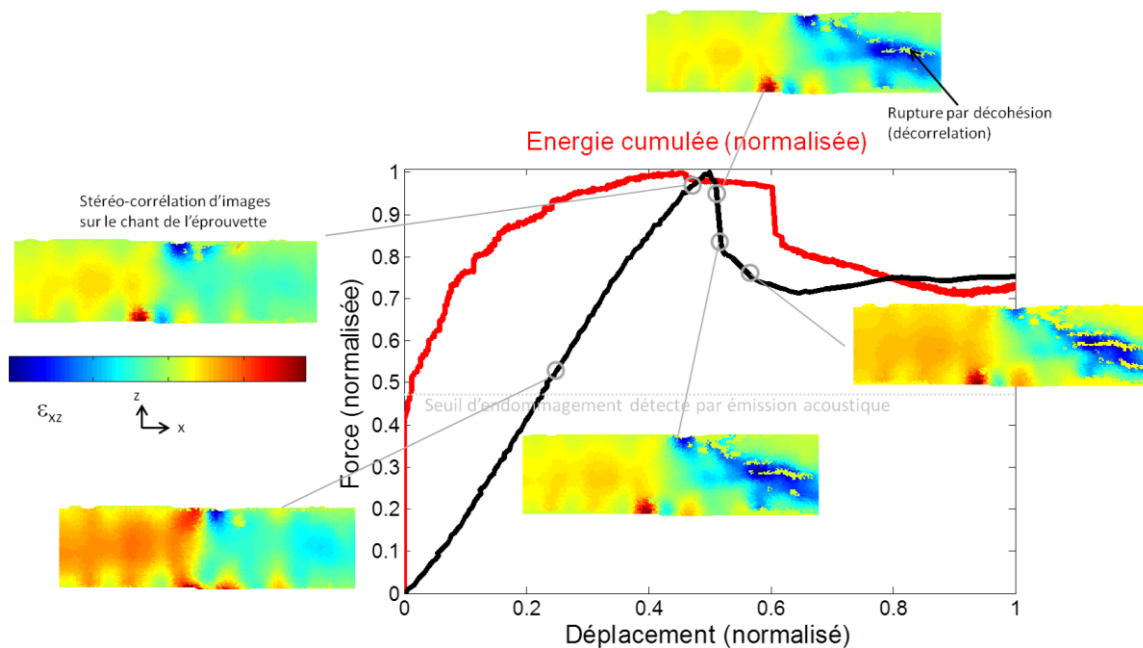


Figure 130 : Courbe force/déplacement, force/énergie cumulée et mesure de champ de déformation par stéréo-corrélation d'images lors de l'essai de flexion 3 points en sens chaîne

Ensuite, une deuxième puis une troisième décohésion notables se créent après le pic d'effort. Une rigidité résiduelle est conservée bien que l'éprouvette soit considérée rompue. L'estimation des seuils d'amorçage des décohésions en cisaillement reste toutefois sujette à certaines difficultés. Comme cela est illustré sur la Figure 130, l'émission acoustique suggère un début d'endommagement à environ 50% de l'effort à rupture. Néanmoins il n'y a pas de décohésion visible à ce niveau d'effort sur le chant de l'éprouvette contrôlé comme l'atteste la st reo-corrélation d'images. Bien que le champ de contrainte soit *a priori* homogène dans la largeur de l'échantillon, des décohésions pourraient s'initier pour ce niveau d'effort à l'intérieur de l'éprouvette ou sur le chant opposé à celui observé. Cette détection par émission acoustique n'est pas associée avec une quelconque non-linéarité sur la courbe de comportement. Elle pourrait également être induite par les phénomènes locaux situés dans la zone d'écrasement du matériau par le rouleau supérieur puisqu'une légère non-linéarité est en revanche observée avant l'effort maximal et qu'une zone de décorrélation du système de st reo-corrélation en surface sous le rouleau y est associée. Nous avons donc retenu cette seconde hypothèse et **nous avons fixé le seuil d'amorçage en cisaillement des décohésions à la déformation associée à la création de la première décohésion responsable de la chute d'effort**. La déformation d'amorçage en cisaillement est obtenue par la st reo-corrélation d'images dans la zone d'amorçage au moment de l'amorçage. Des petites décohésions ayant peu d'effet peuvent s'amorcer avant ce seuil mais lors de l'impact on observe principalement des décohésions relativement étendues. En considérant la zone d'amorçage en cisaillement hors-plan pur, la force motrice de l'endommagement $y_3^D = \frac{1}{2}(\underline{\varepsilon}^+ : \underline{K}_3 : \underline{\varepsilon}^+)$ et la déformation seuil de cisaillement permettent de déterminer le seuil de force motrice $y^{0,D}_3$ (valeur de la force motrice associée à la déformation seuil de cisaillement). Ce seuil de force motrice se calcule, d'autre part, dans le modèle par :

$$y_3^{0,D} = \frac{1}{2}(\varepsilon_3^{0,D})^2 C_{33}^0$$

Où $\varepsilon_3^{0,D}$ est le seuil d'amorçage des décohésions sous sollicitation normale. Connaissant $y^{0,D}_3$ on calcule alors $\varepsilon_3^{0,D}$, paramètre d'entrée du modèle pour l'amorçage des décohésions.

Le tenseur des effets du macro-dommage hors-plan peut être estimé analytiquement à partir d'un modèle micromécanique proposé par (Sih, Paris & Irwin 1965). Ce modèle, utilisé dans (Laurin 2005) pour des composites stratifiés, est basé sur une équivalence entre l'énergie élastique du matériau contenant les fissures et d'un matériau sain équivalent. Il utilise les propriétés élastiques du matériau ainsi que l'orientation des fissures. Les fissures étant supposées parfaitement planes, nous n'avons toutefois pas utilisé cette méthode pour estimer les coefficients particuliers h^{D3}_{11} et h^{D3}_{22} du tenseur représentant les effets du macro-dommage hors-plan dans le plan. Ceux-ci peuvent s'identifier sur des essais de compression comme cela a été noté précédemment.

Il reste ensuite à déterminer **la loi d'évolution du macro-dommage hors-plan**. Une tentative d'identification de cette loi d'évolution sur les essais quasi-statiques de flexion trois points présentés ci-dessus a été effectuée mais n'a pas permis d'aboutir à une solution satisfaisante. Ce point sera discuté dans les perspectives liées à cette thèse en conclusion du mémoire. **Nous avons donc décidé de réaliser une identification par méthode inverse de ces paramètres à partir d'un essai d'impact.**

Nous avons utilisé l'essai d'impact à 150 J (vitesse incidente de 4,6 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire. L'identification se fait sur la réponse force/temps de l'essai (plus précisément sur le pic de force) et les zones endommagées sont également contrôlées. Le choix d'un haut niveau d'énergie permet une meilleure précision car les endommagements sont plus importants, tout comme leur influence sur le comportement. Une identification basée sur des calculs de structure (impact) est coûteuse en temps. Afin d'obtenir une identification précise, un certain nombre de jeux de paramètres doivent être testés. Etant donnée la moindre contribution des mécanismes plans sur la réponse, nous avons implanté dans Abaqus un modèle ODM-CMO-v7 simplifié ne comportant que le macro-dommage D_3 (ce modèle est explicite en fonction de la déformation et présente ainsi des faibles coûts de calcul) et noté par la suite ODM-CMO-v7-HP. Les calculs d'impact avec cette loi de comportement sont suffisamment rapides (quelques dizaines de minutes) pour tester le nombre de lois d'évolution hors-plan nécessaire.

L'identification de la cinétique d'évolution du macro-dommage hors plan fait intervenir trois paramètres : la saturation D_3^c et les paramètres γ^{c,D_3} et ρ^{D_3} . La saturation influence fortement la forme de la réponse force/temps comme le montre la Figure 131. Nous avons donc commencé par fixer cette saturation. La saturation choisie doit être suffisamment élevée afin de ne pas être atteinte trop rapidement. En effet, les forts niveaux de sollicitation lors de l'impact rendent difficile la régulation de l'évolution du dommage avec les autres paramètres (γ^{c,D_3} et ρ^{D_3}) si la saturation est trop basse. Néanmoins, une saturation trop élevée favorise la localisation de l'endommagement (régularisation par effet retard) du fait également des forts niveaux de sollicitation atteints. Un bon compromis et une description acceptable de l'allure de la réponse force/temps semblent être atteints avec une saturation de 999.

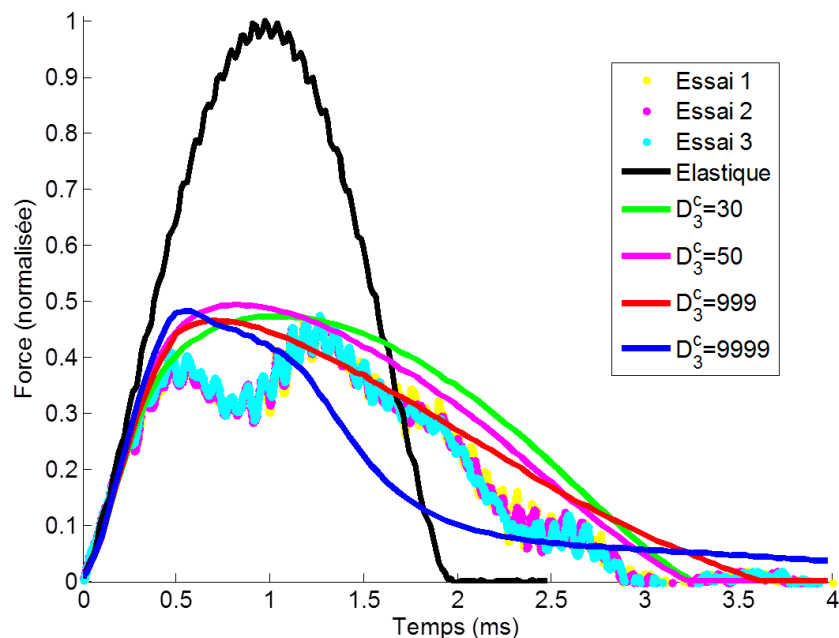


Figure 131 : Courbes force de contact/temps obtenues pour différentes valeurs de saturation avec la loi ODM-CMO-v7-HP pour l'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)

Ensuite, nous avons choisi de fixer la puissance de la loi d'évolution à 1 et d'identifier le paramètre $y^{c,D}_3$ sur la courbe de comportement de l'essai d'impact à 150 J. La saturation et la puissance de la loi d'évolution étant déterminées, l'identification de ce paramètre a consisté à obtenir la bonne valeur du pic d'effort.

Ainsi, en identifiant la loi d'évolution par méthode inverse avec la loi ODM-CMO-v7_HP sur l'essai d'impact à 150 J, **nous avons pu reproduire son comportement de manière satisfaisante avec le modèle ODM-CMO-v7** comme le montre la Figure 132. On remarque, tout de même, que la prévision du temps de contact est légèrement surestimée (30 % d'erreur). De plus, la réponse simulée ne permet pas de retranscrire les phénomènes oscillatoires observés. Les oscillations de petites périodes ne sont pas reproduites car la discrétisation temporelle utilisée est trop importante (dans le but d'obtenir des temps de calcul limités). Cependant, comme cela a été évoqué au début de ce chapitre, il n'y a pas d'influence de la prise en compte de ces oscillations sur la réponse moyenne. En dynamique basse vitesse, les phénomènes ondulatoires n'ont qu'une influence négligeable sur ce qui nous intéresse : l'endommagement. Nous avons attribué les oscillations de grande période à un mode de résonance du système expérimental que nous ne reproduisons pas par simulation (on ne modélise pas tout le système d'impact). Ces oscillations n'ont, nous supposons, pas d'influence non plus sur l'endommagement, il n'est donc pas nécessaire de les retranscrire. **Cela indique que le modèle ODM-CMO-v7 développé est apte à décrire le comportement d'un matériau tissé interlock sous sollicitation d'impact dans le cadre de l'étude des endommagements induits.**

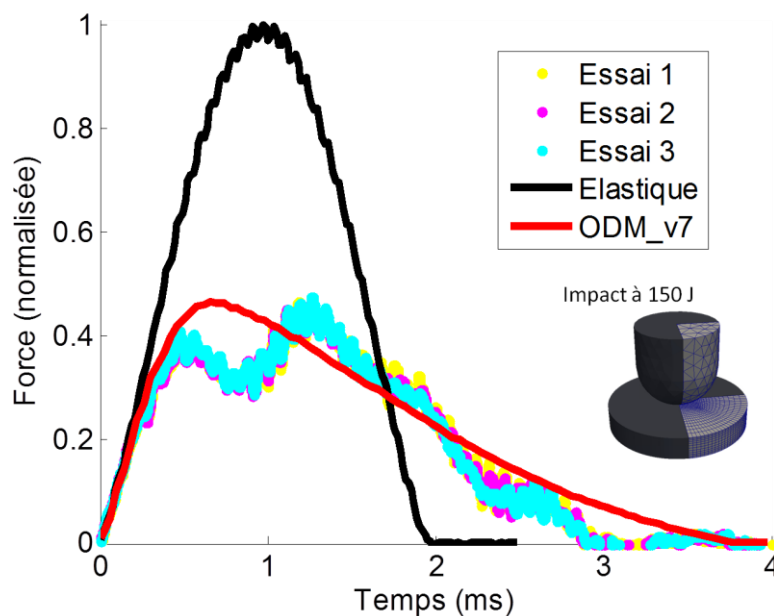


Figure 132 : Identification inverse des paramètres du macro-domage hors-plan D3 (cinétique) sur l'essai d'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)

Comme cela a été montré au chapitre précédent, les faciès de décohésions prévus par le modèle ODM-CMO-v7 sont qualitativement en accord avec les observations expérimentales (forme imposée

par le champ de déformation de cisaillements hors-plan, absence d'endommagement hors-plan dans l'axe de l'impact). Une comparaison quantitative des décohésions n'est toutefois pas triviale. En effet, les décohésions présentent un caractère discret (soit il y a une fissure, soit il n'y en a pas) et sont dépendantes de l'architecture mésoscopique (les fissures ne peuvent avoir lieu qu'au niveau des interfaces toron/matrice) là où le modèle d'endommagement que nous utilisons est continu et à variables d'effet (les variables ne représentent pas la fissure directement mais ses effets sur le comportement). Néanmoins, l'objectif final est de prévoir les performances résiduelles quasi-statiques. Cela nécessite donc tout de même de prévoir de manière quantitative des zones endommagement du bon ordre de grandeur. Le caractère diffus des endommagements observés rend l'utilisation d'un modèle continu pertinent et permet tout de même des comparaisons des zones endommagées. Lors de l'identification par méthode d'inverse, **nous avons ainsi contrôlé la taille de la zone contenant des décohésions pour choisir des lois d'évolutions permettant une estimation suffisamment proche de l'expérience**. La Figure 133 montre que l'estimation de l'étendue des décohésions avec l'identification retenue est satisfaisante. On surestime légèrement l'étendue des décohésions si l'on considère endommagées les zones dès que la variable D_{3_BE} est activée.

Nous avons donc obtenu une identification complète du modèle ODM-CMO-v7. Nous avons ensuite utilisé cette identification pour prévoir le comportement à l'impact et les zones endommagées pour les autres niveaux d'énergie testés ainsi que pour des conditions aux limites différentes (montage avec appuis sur rouleaux). Ces résultats font l'objet des parties suivantes.

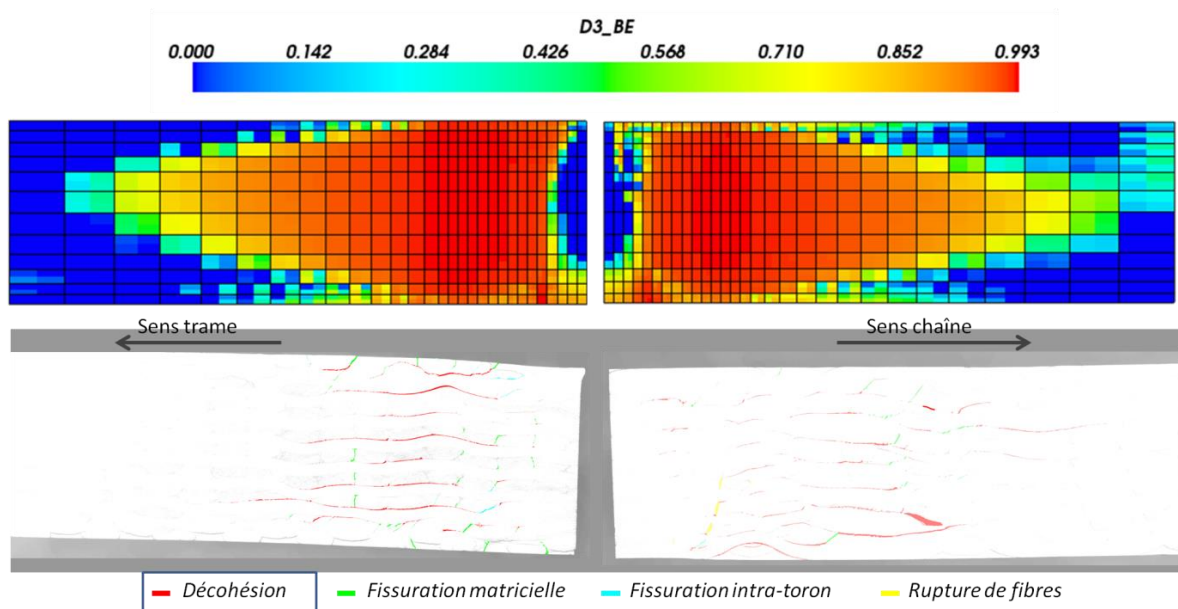


Figure 133 : Estimation des zones endommagées par décohésions inter-toron pour l'essai à 150 J (encastrement circulaire, vitesse incidente de 4,6 m/s) avec l'identification du modèle ODM-CMO-v7 réalisée par méthode inverse sur cet essai.

IV.4 Comparaison simulations/essais d'impact sur composite tissé interlock

Afin de confronter le modèle à l'expérience et de valider ses capacités prédictives, nous nous sommes intéressés à différentes grandeurs. **Pour une validation pertinente, les grandeurs d'intérêt considérées sont définies à l'échelle globale et locale.** Pour la validation globale, nous avons utilisé la courbe (force de contact / temps de la sollicitation) et en particulier le pic d'effort. Les courbes de comportement (force de contact / déplacement de l'impacteur) et l'énergie dissipée par le matériau (aire sous la courbe) ont également été étudiées. Ces grandeurs globales permettent de valider l'influence des endommagements prévus sur le comportement à l'impact du matériau. D'un point de vue local, nous avons comparé les faciès des modes d'endommagement et leur localisation ainsi que la taille des zones endommagées. Le respect de ces deux échelles de validation garantit la pertinence des prévisions du modèle et est nécessaire dans le but d'estimer les performances résiduelles.

IV.4.1 Prédiction du comportement à l'impact

IV.4.1.1 Montage d'encastrement circulaire

Nous avons simulé l'ensemble des essais d'impact réalisés avec les modèles éléments finis présentés et la loi matériau ODM-CMO-v7 identifiée sur les essais statiques plan et sur l'essai d'impact à 150 J (montage d'encastrement circulaire) pour le hors-plan.

Une première validation des capacités prédictives du modèle est effectuée en simulant les sollicitations aux différentes énergies avec le montage d'encastrement circulaire et en comparant les réponses force/temps aux résultats expérimentaux. La Figure 134 montre que le modèle et l'identification effectuée permettent de décrire correctement les comportements à l'impact pour toutes les énergies testées et montre la pertinence du modèle vis-à-vis des mécanismes physiques expérimentaux et de leurs effets sur le comportement. Tout comme lors de l'identification, le temps de contact est toutefois légèrement surestimé (Figure 135).

En revanche, la prévision de l'effort maximal obtenu est en très bonne adéquation avec l'expérience comme le montre également la Figure 135.

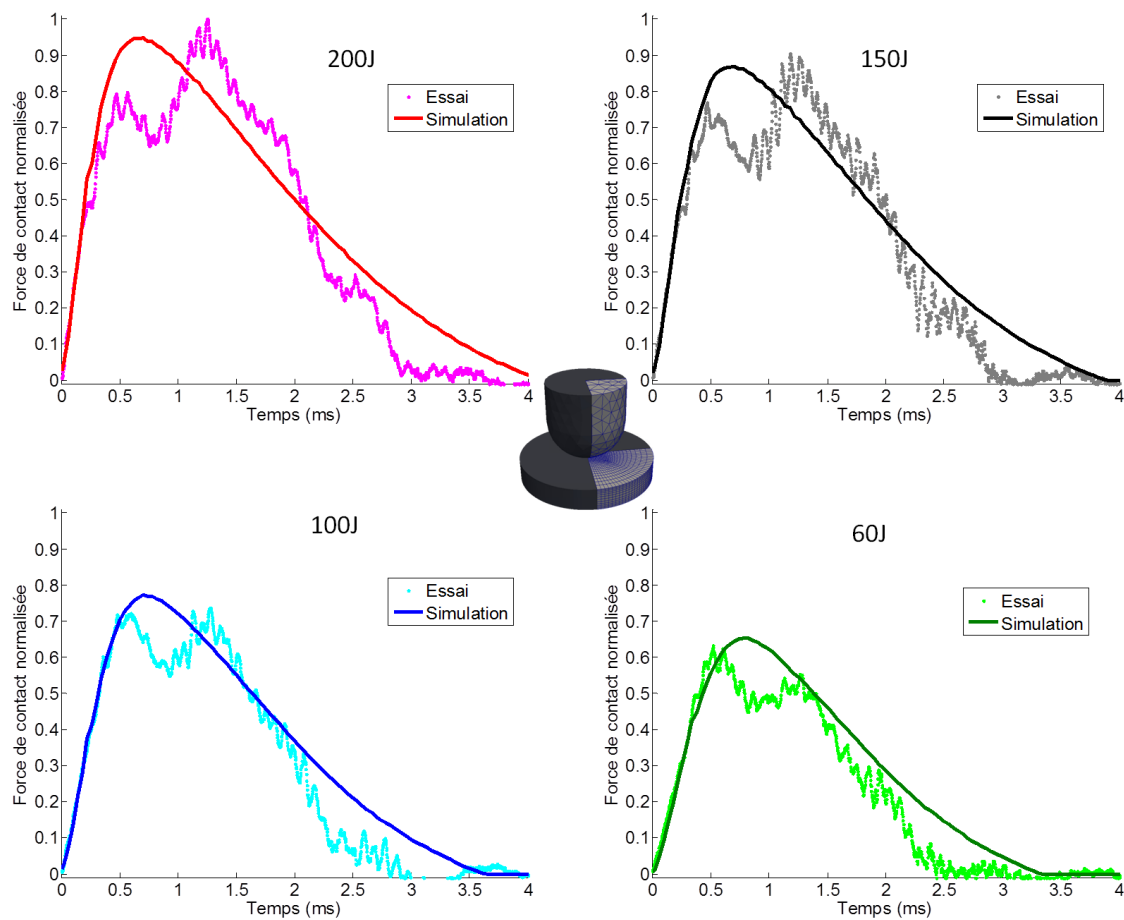


Figure 134 : Prédiction des comportements à l'impact (force/temps) pour les énergies incidentes testées (vitesse incidente de 5,3 m/s, 4,6 m/s, 3,7 m/s, 2,8 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire. Force normalisée par rapport au pic de force de l'essai à 200 J.

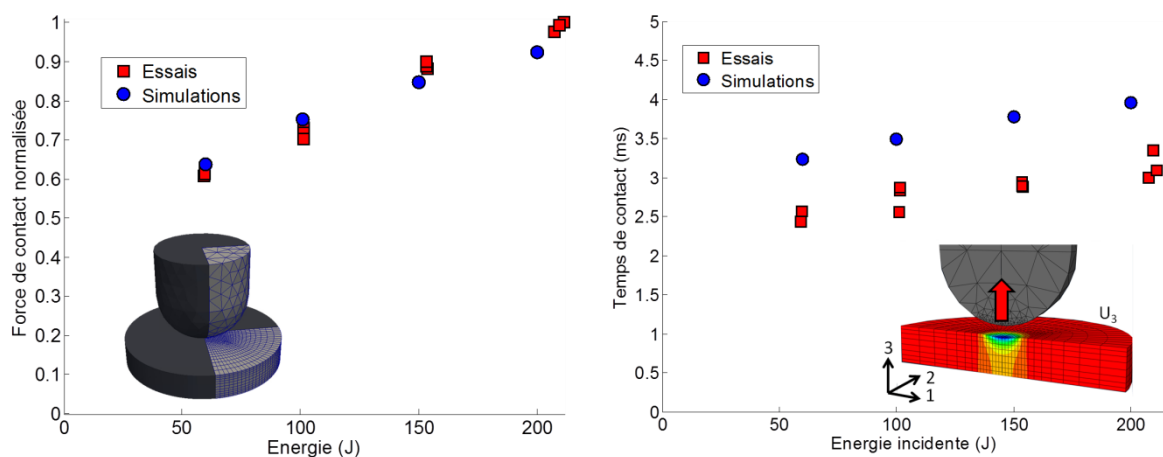


Figure 135 : Prédiction du pic d'effort maximal (gauche) et du temps de contact (droite) pour les différentes énergies incidentes des essais d'impact avec le montage d'encastrement circulaire

IV.4.1.2 Validation sur les essais d'impact avec le montage d'appuis sur rouleaux

Un autre test de validation du modèle et de l'identification associée consiste en la simulation d'impact avec des conditions aux limites différentes. Les résultats des simulations d'impact sur plaque en appuis sur rouleaux ont donc été comparés aux comportements expérimentaux pour deux configurations différentes : (i) des éprouvettes de 50mm de large pour effectuer par la suite des essais de traction après impact (TAI) et (ii) des éprouvettes de 70mm de large pour effectuer par la suite des essais de compression après impact (CAI). La différence de largeur des éprouvettes est essentiellement due à la capacité de la machine d'essai utilisée et à la forte différence de tenue en traction et en compression pour ces matériaux particuliers.

Les comparaisons des courbes force/temps et des pics d'effort pour les éprouvettes de largeur 70 mm (utilisées ensuite pour la CAI) montrent une bonne corrélation entre les prévisions des simulations et les résultats expérimentaux pour les niveaux d'énergie testés (Figure 136). La prévision du temps de contact est même correcte cette fois et les phénomènes oscillatoires sont bien reproduits. Ceci peut s'expliquer par le fait que ces phénomènes sont probablement plutôt dus ici à une propagation d'onde dans l'éprouvette et non dans l'ensemble du système (le montage étant ici plus souple).

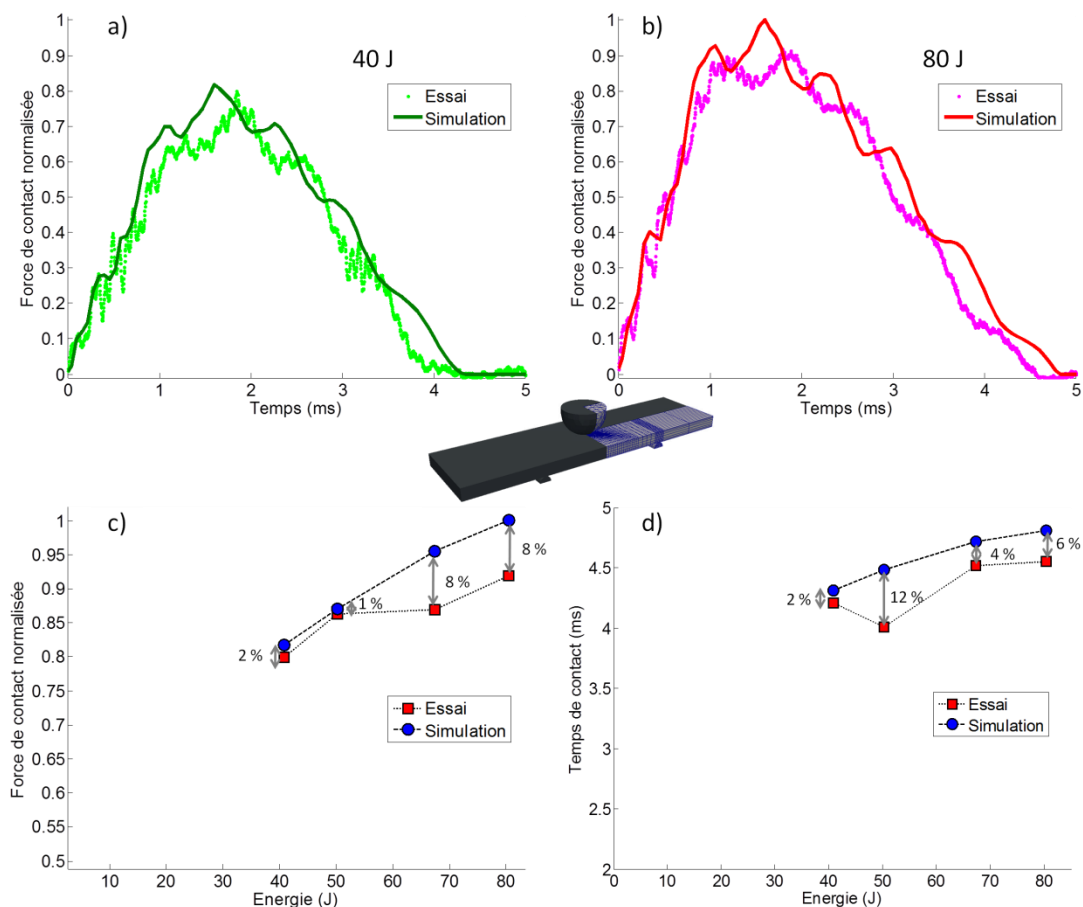


Figure 136 : Prédiction des comportements à l'impact force/temps pour les essais à 40 J - 2,3 m/s (a) et 80 J - 3,3 m/s (b) testés avec le montage d'appuis sur rouleaux et les éprouvettes de largeur 70 mm et évolution du pic de force (c) et du temps de contact (d) avec l'énergie incidente

Toutefois, on observe une modification de l'évolution du pic d'effort avec l'énergie incidente pour les deux plus grandes énergies (Figure 136 c)). Cette inflexion dans la courbe n'est pas retranscrite par le modèle. On explique cette différence par les effets de bords importants lors de ces essais pour les plus hauts niveaux d'énergie. Comme nous l'avons montré au chapitre II, l'endommagement pour ces essais atteint les bords de l'éprouvette et couvre toute la largeur de celle-ci (zone bleue sur les C-Scans - Figure 137). Cela est d'autant plus important avec l'augmentation de l'énergie incidente. Le modèle permet de prévoir des ruptures de torons en surface, créées en compression plane, qui s'étendent jusqu'au bord de l'éprouvette. Ce faciès est donc en accord avec les observations expérimentales (visuelles et par contrôle ultrasonore) comme le montre la Figure 137. Seulement, ces ruptures de torons ne sont pas suffisamment dissipatives lors de l'impact et leur caractère continu dans le modèle ne permet pas de prendre en compte correctement les effets de bords.

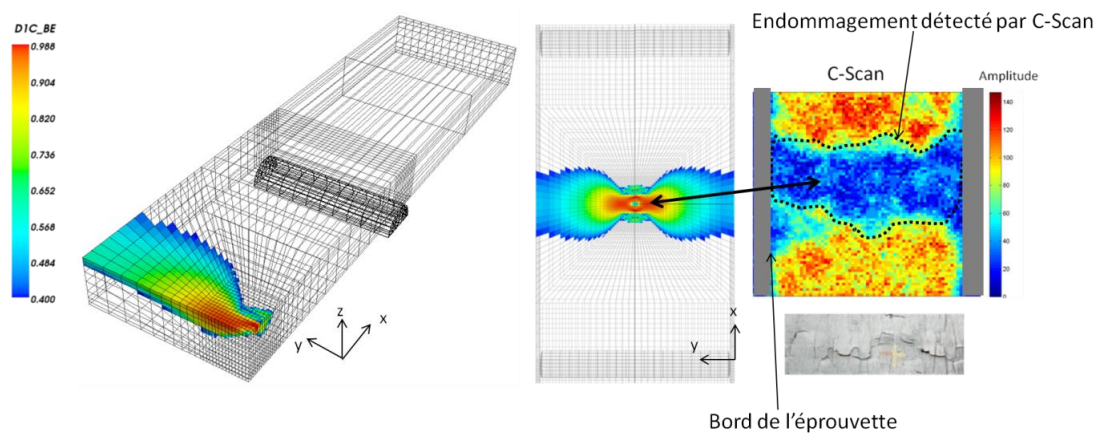


Figure 137 : Prédiction d'endommagement en surface (rupture de torons) sur toute la largeur de l'éprouvette pour l'essai d'impact en appuis sur rouleaux à 80 J (vitesse incidente de 3,3 m/s).

Ces mêmes tendances sont observées pour les impacts sur les éprouvettes de largeur inférieure (50mm) en appuis sur rouleaux (pour la traction après impact) et sont même plus marquées comme le montre la Figure 138 confirmant l'influence possible des effets de bords. Les courbes force/temps et les pics d'effort sont bien décrits pour les faibles niveaux d'énergie mais on observe une diminution flagrante du pic d'effort à partir d'une énergie incidente de 67 J qui n'est pas correctement retranscrite par les simulations.

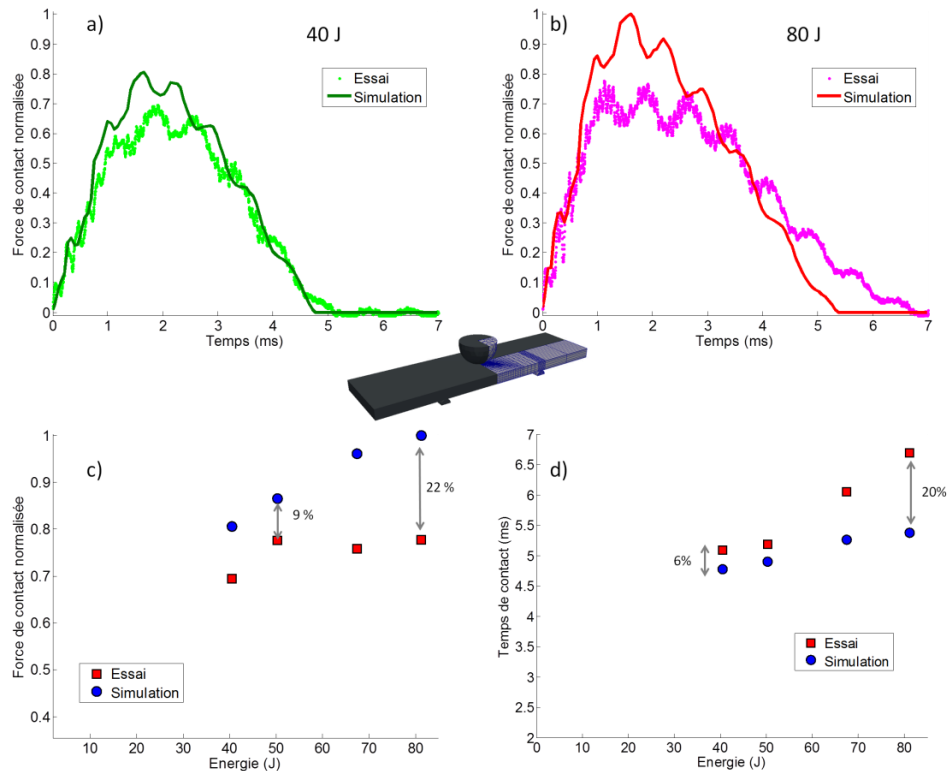


Figure 138 : Prédiction des comportements à l'impact force/temps pour les essais à 40 J – 2,3 m/s (a) et 80 J – 3,3 m/s (b) testés avec le montage d'appuis sur rouleaux et les éprouvettes de largeur 50 mm et évolution du pic de force (c) et du temps de contact (d) avec l'énergie incidente

Afin d'être plus représentatif de problèmes industriels, il serait nécessaire d'entreprendre des essais sur des éprouvettes de plus grande largeur pour éviter les interactions de gradient entre la zone impactée et les bords de l'éprouvette. Cela n'a pas été possible en raison de la capacité de la machine utilisée pour mener à rupture les éprouvettes impactées en traction notamment.

Le modèle et l'identification réalisée permettent donc de retranscrire correctement le comportement à l'impact de l'interlock même si des écarts subsistent pour les essais en appuis sur rouleaux. Pour ces essais, des éprouvettes plus larges seraient souhaitables. Néanmoins, les prévisions obtenues sont tout de même acceptables étant donné le nombre de configurations différentes considérées (différentes énergies, différentes conditions aux limites, différentes dimensions d'éprouvettes).

IV.4.2 Prédiction des zones endommagées

Le chapitre précédent a montré que les développements réalisés dans le modèle avaient pour but d'obtenir qualitativement des faciès d'endommagement représentatifs des observations expérimentales. L'identification réalisée doit permettre de retranscrire le comportement à l'impact mais également l'étendue des zones endommagées. Nous avons donc comparé les prévisions des

zones endommagées aux résultats d'essais pour chaque mécanisme d'endommagement. Nous montrons ici les résultats pour un essai différent de l'essai d'identification (à 150J), l'essai d'impact à 100 J.

La Figure 139 montre que la prédiction des fissures matricielles présente un faciès typique de ce qui peut être observé expérimentalement. L'axe d'impact est quelque peu préservé des endommagements matriciels avec le modèle comme dans l'essai. L'étendue de la zone endommagée par des fissures matricielles prévue est légèrement plus grande que ce qui peut être observé. Néanmoins, comme cela a été précisé auparavant, la comparaison de variables continues à des fissures discrètes observables peut nécessiter d'établir un seuil « observable » pour chaque variable d'endommagement à partir duquel on considère qu'il y a présence d'une fissure.

Ces seuils sont fixés par la suite pour toutes les configurations d'impacts étudiées et l'étendue de la zone fissurée est du même ordre de grandeur que celle observée expérimentalement. Ce point est détaillé plus loin dans cette section pour des comparaisons quantitatives.

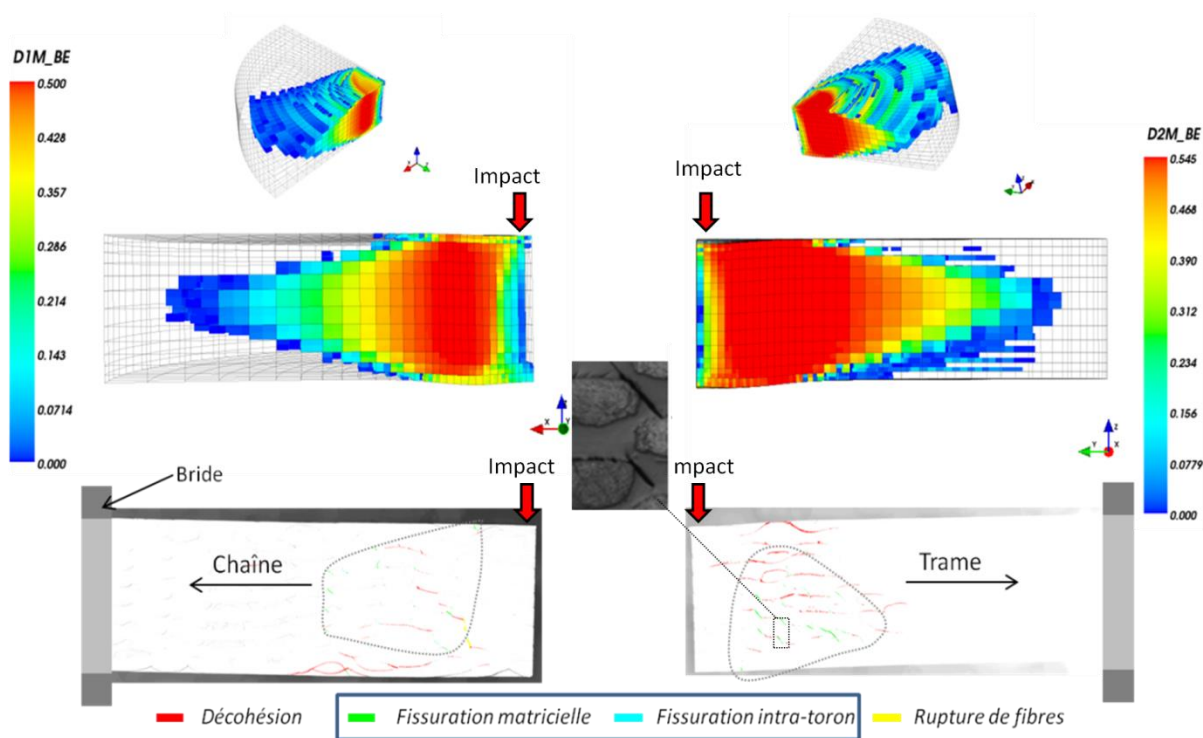


Figure 139 : Estimation par simulation des zones de fissuration matricielle dans le plan créées lors de l'essai d'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire.

Nous avons ensuite évalué la prédiction des ruptures de torons lors de l'impact. Celles-ci sont présentes mais peu nombreuses expérimentalement et le modèle ODM-CMO-v5 surestimait la prédiction de ce mode d'endommagement.

En introduisant l'effet renforçant de la pression hydrostatique sous l'impacteur, nous avons montré que cela permettait de réduire la présence de rupture de torons en compression (variables

D_1^c et D_2^c) dans les simulations éléments finis. La Figure 140 montre effectivement que les ruptures de torons en compression plane sont limitées sous l'impacteur (elles sont réduites par rapport au modèle précédent) et cela est particulièrement visible dans le sens trame où l'axe d'impact n'est pas affecté. Néanmoins, des ruptures de torons en compression sont prévues sur la face impactée. Bien que dans le cas de l'essai d'impact à 100 J, il n'y ait pas eu de rupture observée dans cette zone sur le plan de coupe effectué, cela n'est pas aberrant car la zone concernée reste restreinte et des ruptures de torons dans cette zone ont pu être observées pour d'autres niveaux d'énergie incidente.

Ensuite, sur la face opposée à l'impact, les simulations font état de ruptures de torons créées en traction (variables D_1^t et D_2^t) dans une zone également restreinte et essentiellement dues à la flexion de l'éprouvette. Ces observations coïncident avec les résultats d'essais où des ruptures de torons sont visibles à cet endroit dans le plan de coupe étudié.

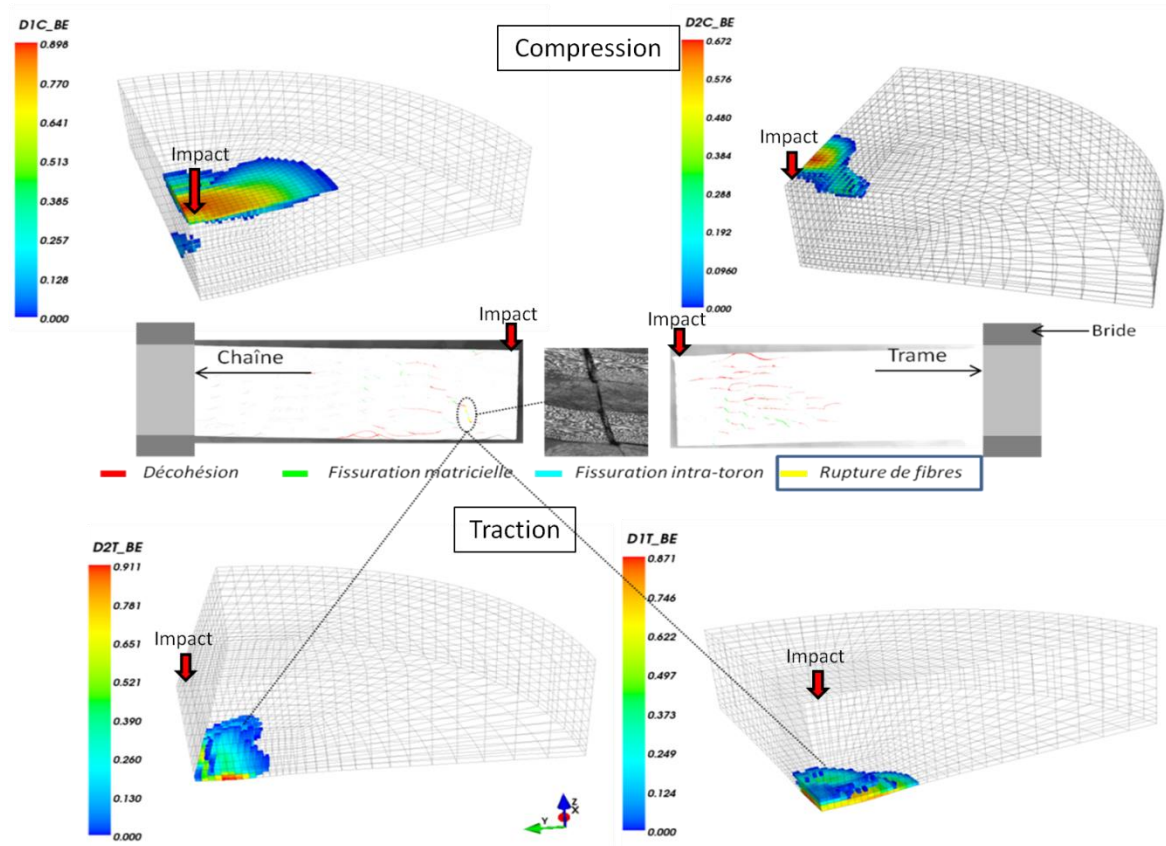


Figure 140 : Estimation par simulation des zones de rupture de torons créées lors de l'essai d'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire

Enfin, le mode d'endommagement prédominant pour l'impact, que sont les décohésions inter torons, est également bien représenté dans les simulations. L'axe d'impact est encore une fois peu endommagé ce qui est conforme aux observations réalisées. Le faciès d'endommagement prévu présente également une forme caractéristique de ce mode d'endommagement. Tout comme les fissures matricielles planes, l'étendue des décohésions est légèrement surestimée si l'on considère

« fissuré » un point de Gauss lorsque la variable est non nulle. Toutefois, l'ordre de grandeur reste cohérent.

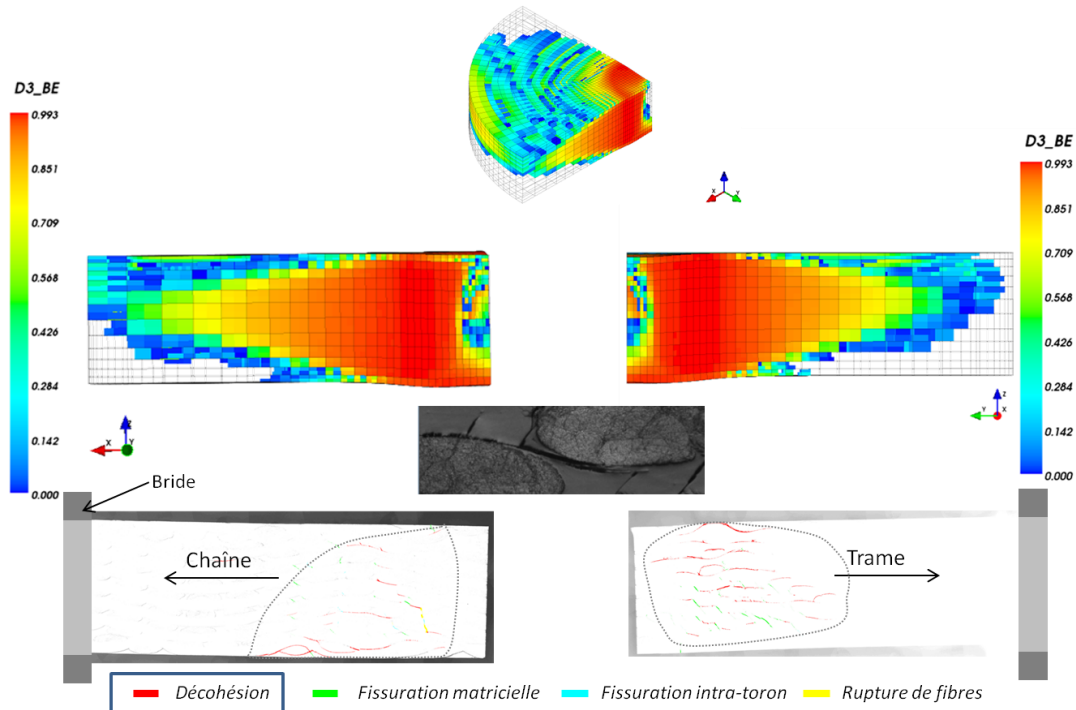


Figure 141 : Estimation par simulation des zones de décohérence créées lors de l'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire

Si l'on souhaite effectuer des comparaisons quantitatives précises, il est alors possible de définir un seuil pour chaque variable d'endommagement. Afin de se placer dans les conditions d'inspections expérimentales décrites au chapitre II, nous avons mesuré la surface de projection des zones endommagées calculées par simulation éléments finis de la même manière que ce qui est obtenu par contrôle ultrasonore (zones bleues sur les C-Scans en Figure 142). Cette surface, dans les simulations comme expérimentalement, est définie par la surface de projection des décohésions (qui contient celle des autres modes d'endommagement).

Pour se faire, un seuil adéquat permettant une comparaison a été fixé à 0,9 sur la variable de post-traitement D_{3_BE} . Pour rappel, la cinétique d'évolution de la variable D_3 présente une saturation. Néanmoins, cette saturation a été choisie élevée lors de l'identification (999) de manière à obtenir un phénomène brutal synonyme de rupture, même si une rigidité résiduelle minimale est conservée (due à l'entrelacement des torons). Un seuil à 0,9 sur la variable de post-traitement D_{3_BE} couvre donc une très large gamme de valeurs pour la variable du modèle D_3 .

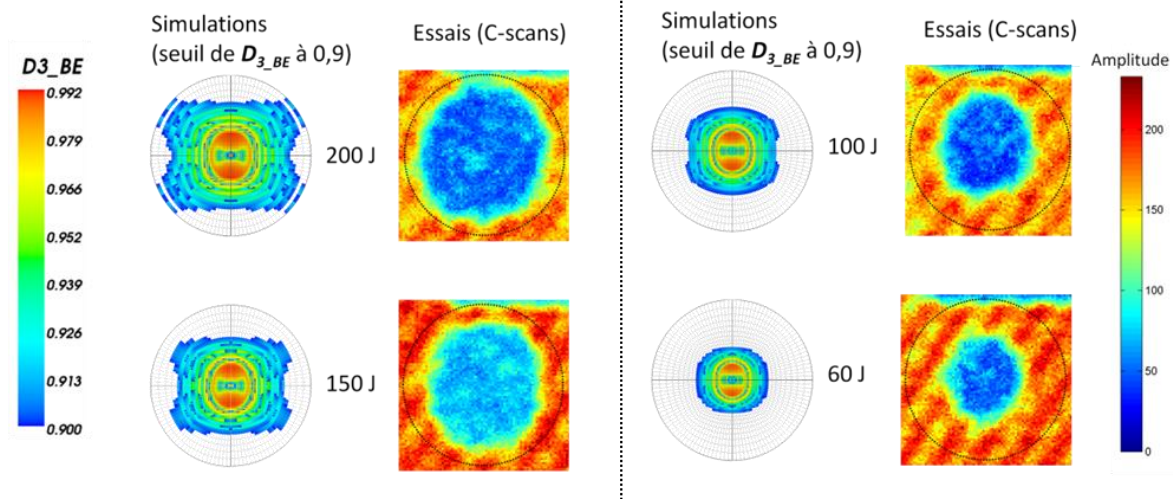


Figure 142 : Estimation par simulation de la surface de projection de l'endommagement (donnée par la surface de projection des décohésions) pour les essais avec le montage d'encastrement circulaire. On considère endommagées les zones où la variable « bureau d'étude » (comprise entre 0 et 1) est supérieure à 0,9

La Figure 143 montre que **les aires obtenues par simulations suivent alors une évolution avec l'énergie incidente très similaire à celle obtenue expérimentalement**. Cela témoigne donc d'une certaine pertinence du modèle ainsi que de sa capacité à prévoir les endommagements induits par impact et à être utilisé en lien avec les méthodes d'inspection de structures.

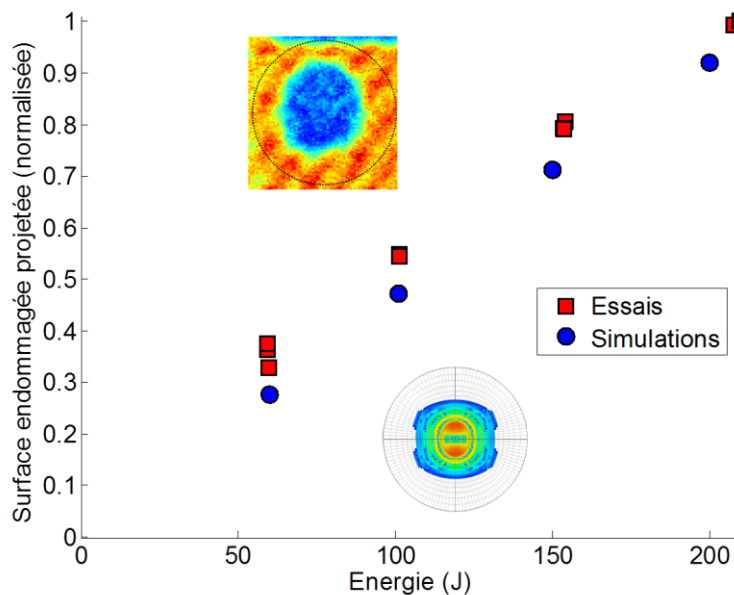


Figure 143 : Comparaison essais/calculs de la surface de projection de l'endommagement pour les essais d'impact avec encastrement circulaire.

IV.4.3 Prévision de l'empreinte résiduelle

Enfin, un autre élément clé que nous avons évoqué dans les premiers chapitres de ce mémoire est la présence d'une empreinte résiduelle de surface, témoin du choc subi par le matériau.  tre capable de prévoir cette empreinte résiduelle ouvre les champs d'utilisation du modèle en milieu industriel. En effet, en estimant la profondeur d'empreinte surfacique, il est alors possible de simuler les différentes relations établies expérimentalement jusqu'à présent pour les stratifiés et en particulier la relation empreinte/ endommagement à cœur du matériau. De même, il est possible à partir d'une empreinte mesurée, d'évaluer l'énergie incidente du choc initial (relation énergie incidente/profondeur d'empreinte). **Cette empreinte est prévue, dans le modèle ODM-CMO-v7, avec les déformations permanentes associées à la relaxation des contraintes résiduelles de cuisson dans le plan lors de la création des méso-dommages.** Ainsi, nous obtenons dans les simulations d'impact une déformation permanente sous l'impacteur sans avoir introduit de déformation « plastique » dans le modèle. De la même manière que la mesure expérimentale de la profondeur d'empreinte, nous avons défini la profondeur d'empreinte des simulations comme étant le déplacement hors-plan maximal (nœud central sous l'impacteur) lorsque l'impacteur n'est plus en contact avec la plaque. Contrairement à la mesure expérimentale, cette estimation de la profondeur dans les simulations ne s'effectue pas 1h après l'impact mais dans les instants (quelques millisecondes) qui suivent la perte du contact entre l'impacteur et l'éprouvette. Toutefois, il a été vérifié que la déformation visqueuse (qui ne se relaxe que très peu d'ailleurs dans les simulations)  tait faible devant la déformation résiduelle. L'empreinte estimée peut donc être considérée comme l'empreinte permanente. **Les prévisions, illustrées en Figure 144, montrent une excellente concordance avec les données expérimentales dans la gamme d'énergie testée.** Il est à noter que l'identification des déformations résiduelles se fait très simplement sur les essais de traction incrémentaux en sens chaîne et trame (un paramètre par direction) comme mentionné précédemment. La prévision de l'empreinte résiduelle induite par l'impact est ici réellement effectuée en aveugle sans aucun recalage. Cela est un avantage non négligeable. Dans l'étude de (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012) sur les composites stratifiés, l'empreinte résiduelle est obtenue en introduisant une pseudo-plasticité dans le modèle d'endommagement matriciel pour rendre compte de la présence de débris dans les fissures. Leur approche considère donc également que les fissures planes sont responsables de déformations irréversibles et de l'empreinte résiduelle. Toutefois, les deux paramètres nécessaires relatifs à la taille et à la rigidité du débris sont difficilement identifiables à partir d'essais simples. Ils sont donc identifiés à partir d'essais d'impact.

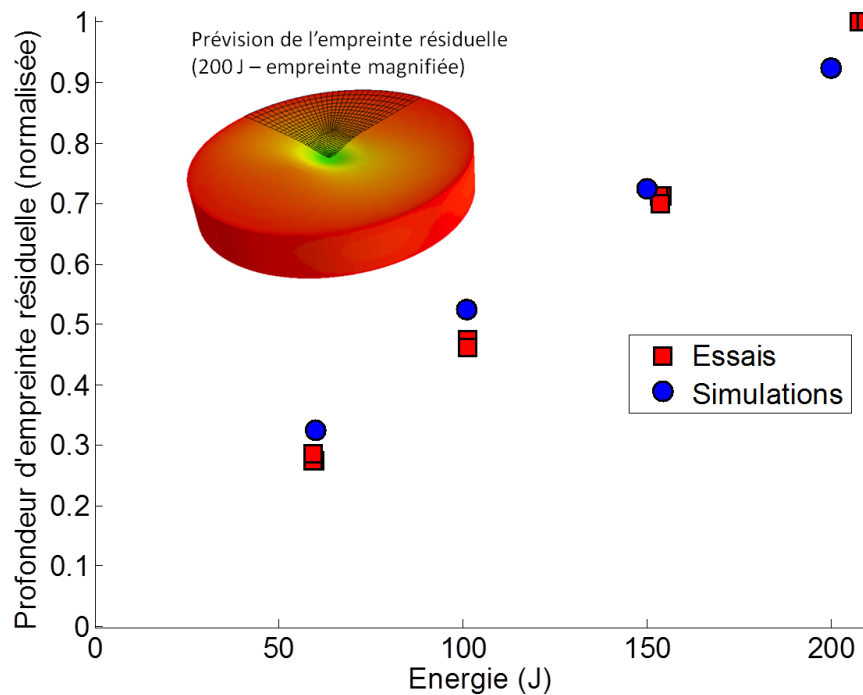


Figure 144 : Prédiction de l'empreinte résiduelle permanente pour le montage encastré

IV.4.4 L'énergie dissipée

L'énergie dissipée durant l'essai d'impact est également un indicateur classiquement étudié. Les déplacements obtenus par simulations sont un peu sous-estimés par rapport à l'expérimental comme l'illustrent les courbes force/déplacement en Figure 145. Cela conduit à une sous-estimation de l'énergie dissipée. Une explication possible à cet écart est que **le déplacement de l'impacteur n'est pas mesuré mais calculé** par intégration de la force, ce qui constitue une approximation. Étant donné les faibles déplacements à mesurer, la confiance que nous accordons aux valeurs obtenues avec cette méthode est limitée. Une deuxième cause peut être en lien avec les conditions aux limites qui, bien que mieux maîtrisées avec le montage d'encastrement circulaire que les conditions aux limites préconisées par la norme ASTM D 7136, sont un peu différentes de celles imposées dans les simulations.

Néanmoins, la prédiction de l'énergie dissipée semble tout de même pertinente pour le montage avec encastrement circulaire. On observe, en effet, sur la Figure 145 que la tendance d'évolution est prévue correctement dans ce cas par le modèle malgré cette légère sous-estimation. On peut donc penser que les mécanismes d'endommagement permettant de dissiper l'énergie lors de l'impact sont correctement décrits et identifiés dans ODM-CMO-v7.

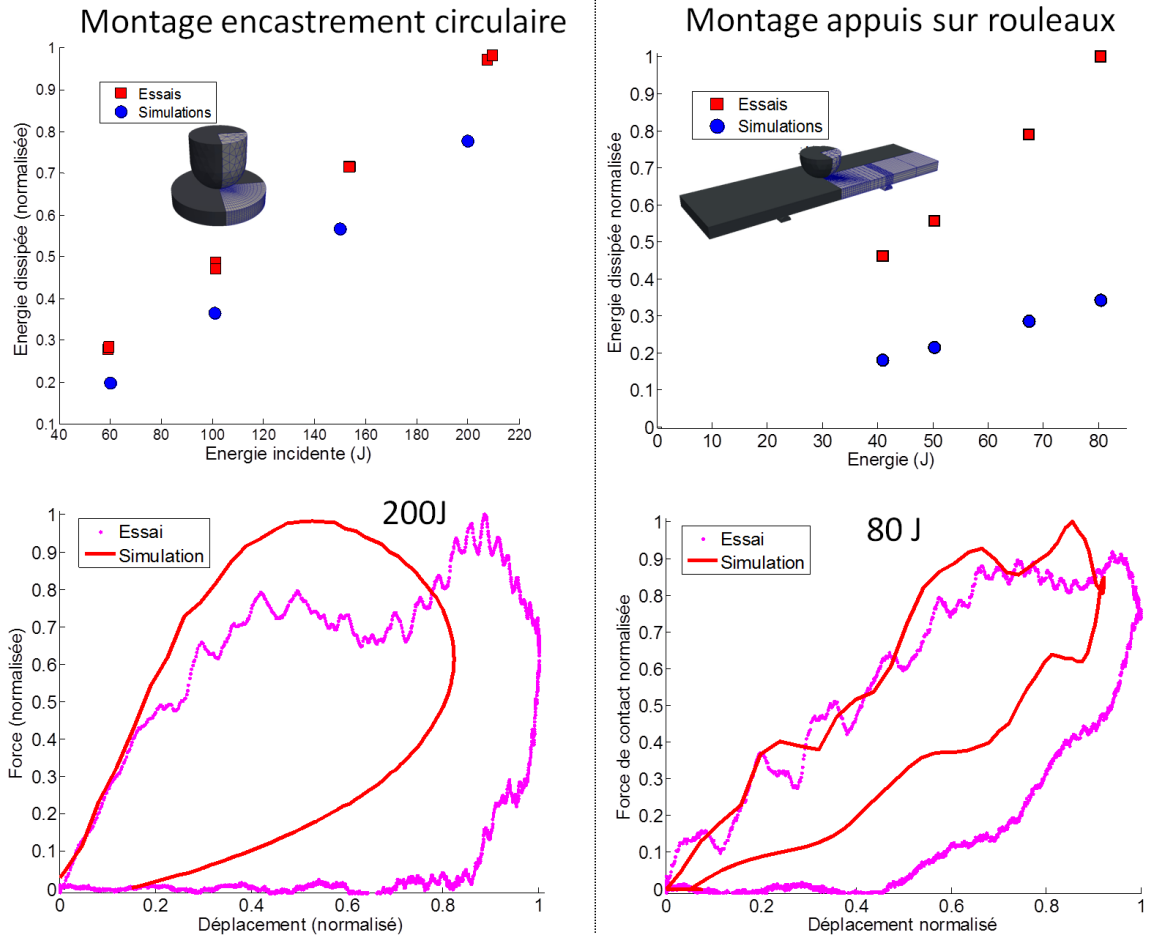


Figure 145 : Prédiction de l'énergie dissipée lors de l'impact pour les montages d'encastrement circulaire et d'appuis sur rouleaux (éprouvette de largeur 70 mm) (a) et courbes force/déplacement pour l'impact à 200 J (5,3 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire et 80 J (3,3 m/s) pour une éprouvette en appuis sur rouleaux (largeur 70 mm)

Les écarts sont plus conséquents pour l'énergie dissipée avec le montage en appuis sur rouleaux comme illustré sur la Figure 145 pour les éprouvettes de largeur 70 mm (allant jusqu'à 65 % avec une erreur maximale atteinte pour l'impact à 80 J sur les éprouvettes de largeur 70 mm). L'incertitude de la mesure de déplacement couplée aux effets de bords peut être à l'origine de ces écarts importants.

Le modèle permettant de simuler correctement les réponses force/temps et le pic d'effort pour plusieurs niveaux d'énergie, pour plusieurs conditions aux limites, permettant également une bonne description de zones endommagées et la prévision correcte de la profondeur d'empreinte, celui-ci semble également pertinent pour la prévision des endommagements induits par impact dans le but d'en étudier ensuite la nocivité.

IV.5 Synthèse

Un effort particulier a été porté, au cours du développement du modèle ODM-CMO-v7, sur son application à du calcul de structure et en particulier pour du calcul d'impact à basse vitesse. Le modèle a donc été mis en application dans des simulations éléments finis afin de prévoir les endommagements induits par impact (dans le but par la suite de prévoir les performances résiduelles). Cela a nécessité d'une part de mettre en œuvre les modèles éléments finis d'impact dans le code implicite Abaqus/standard, et d'autre part d'identifier les propriétés matériau du modèle ODM-CMO-v7.

Deux des enjeux majeurs de cette étude sont (i) de limiter au maximum les temps de calculs et (ii) de garantir la robustesse des simulations afin de rendre possible l'utilisation de la démarche en bureau d'études industriel. Les simulations étant dans le domaine de la dynamique basse vitesse et le problème étant basé sur la mécanique de l'endommagement diffus (permettant de ne pas introduire de modèle de zones cohésives, complexe numériquement), il est possible d'utiliser un code implicite. Cela permet une plus grande robustesse (absence d'un critère de stabilité) et des pas de temps plus importants. Ainsi, la solution convergée obtenue présente moins de risques d'incohérences énergétiques. De plus, le formalisme implicite est le plus adapté pour des sollicitations quasi-statiques. Dans l'optique de simuler la nocivité des endommagements induits par impact sous sollicitation quasi-statique, l'utilisation d'un code implicite pour l'impact facilite la démarche. Toujours dans cette démarche de réduction des temps de calcul, nous avons voulu optimiser le problème en utilisant les conditions de symétries et en adaptant les maillages et les éléments à la sollicitation d'impact.

L'identification du modèle matériau a ensuite fait appel à plusieurs essais quasi-statiques de caractérisation. Outre la détermination classique des propriétés élastiques, les essais de fluage en traction de la thèse de (Rakotoarisoa 2013) ont été utilisés pour identifier les paramètres de la loi viscoélastique utilisée. Pour compléter l'identification, nous avons effectué des essais de fluage en compression. L'identification des propriétés relatives aux méso-dommages est effectuée à partir des essais de traction incrémentale de (Rakotoarisoa 2013) tandis que des essais de compression monotone à rupture ont été réalisés dans cette thèse afin de déterminer les résistances à rupture en compression (macro-dommages plans). Les résistances en traction ont également été identifiées à partir d'essais de (Rakotoarisoa 2013). La méthode d'identification utilisée ici et décrite précisément dans (Hurmane 2015), ne conduit pas à une solution unique et optimale. La solution obtenue est soumise à l'appréciation de l'utilisateur du fait notamment du couplage et des interdépendances de certains mécanismes et paramètres (comme les lois d'évolution des micro-dommages par exemple) ou des limites expérimentales pour l'observation des mécanismes à identifier (micro-dommages). Une procédure d'optimisation automatique de l'identification est sans doute une voie de progression dans l'utilisation de tels modèles.

Une des problématiques majeures de l'identification, particulièrement pour l'impact, réside dans la détermination des paramètres relatifs à la direction hors-plan. En effet, des essais quasi-statiques dans cette direction sont difficiles à mettre en œuvre et à analyser. Néanmoins, ces propriétés sont indispensables pour l'impact. Cet aspect constitue une perspective importante de ces travaux de thèse. Afin de réaliser l'identification hors-plan, nous nous sommes appuyés, dans cette étude, sur

un essai de flexion trois points pour déterminer les seuils d'endommagement en cisaillement hors-plan. Cet essai reste toutefois un essai structural rendant difficile une identification précise et pertinente. Un essai de traction hors-plan sur une éprouvette de type diabolo (Schneider et al. 2009) ou un essai de flexion quatre points sur cornière (Charrier 2013) générant de la traction hors-plan dans le rayon pourraient permettre avec l'essai de flexion trois points réalisé de confronter différentes sources d'identification hors-plan afin d'améliorer la robustesse encore sensible de celle-ci. Les effets de l'endommagement sont, eux, estimés à partir d'un modèle micromécanique analytique nécessitant la connaissance des propriétés élastiques tridimensionnelles du matériau et les orientations des fissures. Enfin, la loi d'évolution du macro-dommage hors-plan est obtenue par identification inverse sur l'un des essais d'impact (essai d'impact à 150J) afin d'être représentative des problématiques considérées dans cette thèse. Encore une fois, cette démarche ne garantit pas nécessairement une solution optimale. Afin d'améliorer les capacités de prévision du modèle, il serait préférable d'identifier la loi d'évolution sur un essai diff rent. La cohérence entre une identification quasi-statique sur un essai de flexion trois points et une identification sur un essai d'impact est complexe à obtenir. Ce point sera plus particulièrement évoqué en conclusion de ce mémoire.

Bien que certains points de l'identification soient à investiguer davantage, les comparaisons menées avec les essais d'impact réalisés ont montré la capacité du modèle à estimer à la fois des grandeurs globales (pic d'effort maximal) et des grandeurs locales (répartition et taille des endommagements) de manière satisfaisante. Des écarts sur la prévision de l'énergie dissipée peuvent être observés, plus particulièrement dans certaines conditions (montage d'appuis sur rouleaux avec éprouvettes trop étroites). Ils sont probablement dus   la mauvaise mesure du déplacement de l'impacteur.

Le modèle s' st avéré particulièrement efficace également dans la prévision de l'empreinte résiduelle, de sorte que l'ensemble des relations liant les paramètres d'impact ( nergie incidente, empreinte résiduelle, zone endommagée), habituellement établies expérimentalement, peuvent maintenant être estimées numériquement.

Les résultats prometteurs du modèle dans la prévision des endommagements induits par impact à basse vitesse permettent d'envisager d'utiliser ces résultats pour estimer les performances statiques post-impact et obtenir ainsi une chaîne numérique complète pour traiter la problématique de la tolérance aux dommages (en statique). Cette démarche fait l'objet du chapitre suivant.

Chapitre V : Estimation des performances résiduelles post-impact – Comparaisons essais / calculs

Résumé :

L'objectif de ce dernier chapitre est d'appliquer la démarche de modélisation établie afin d'estimer les performances résiduelles quasi-statiques après impact. Pour cela, des essais de traction et de compression après impact ont été réalisés. La chaîne numérique, permettant d'utiliser les prévisions de l'endommagement induit par impact pour simuler les essais post-impact, a été mise en place et les résultats obtenus ont été comparés avec les données expérimentales. On a ainsi comparé les raideurs apparentes après impact ainsi que les résistances résiduelles.

V.1 Introduction	186
V.2 Essais de compression après impact	187
V.2.1 Conditions expérimentales et instrumentation	187
V.2.2 Raideur résiduelle en compression après impact	189
V.2.3 Résistance résiduelle en compression après impact.....	192
V.3 Essais de traction après impact	194
V.3.1 Raideur résiduelle en traction après impact	195
V.3.2 Résistance résiduelle en traction après impact	198
V.4 Chaîne numérique pour la prévision des performances résiduelles.....	199
V.4.1 Enchaînement simulation dynamique / simulation statique	199
V.4.2 Modélisations éléments finis des sollicitations quasi-statiques post-impact	202
V.4.3 Endommagement et rupture en compression après impact	203
V.4.4 Endommagement et rupture en traction après impact	209
V.5 Estimation des performances résiduelles	214
V.5.1 Estimation de la perte de raideur engendrée par un défaut d'impact	214
V.5.2 Estimation de la perte de résistance engendrée par le défaut d'impact	215
V.6 Synthèse.....	219

V.1 Introduction

Le modèle ODM_CMO a été initialement développé pour simuler le comportement et la rupture statique de matériaux tissés interlocks à matrice organique. Les précédentes versions du modèle ont déjà été éprouvées et validées pour ce type de sollicitations (Marcin 2010), (Rakotoarisoa 2013). Les développements réalisés dans ODM-CMO-v7 dans le cadre de cette étude avaient pour objectif d'étendre le modèle à des sollicitations dynamiques basse vitesse de type impact, ce qui a été réalisé dans le chapitre précédent. Les évolutions du modèle ODM-CMO-v7 ont également permis d'améliorer la prévision du comportement statique, notamment en compression, comme le montrent les travaux de thèse de (Hurmane 2015). Nous disposons ainsi d'un seul modèle matériau capable de prévoir (i) les endommagements induits par un impact basse vitesse dans un interlock, (ii) l'influence de ces endommagements sur le comportement à l'impact et (iii) le comportement statique de ces matériaux. De plus, l'hypothèse d'équivalence entre impact basse vitesse et une sollicitation quasi-statique permet également une identification des paramètres matériau *a priori* cohérente pour ces deux modes (ce point sera abordé plus en détails dans les conclusions / perspectives de cette thèse).

L'estimation des performances statiques post-impact par simulation éléments finis en faisant un lien numérique entre les simulations d'impact avec ODM_CMO_v7 (prévisions des endommagements) et les simulations de sollicitations statiques post-impact avec le même modèle (prévisions de la nocivité des endommagements d'impact) est donc possible. La pertinence de cette chaîne de calculs est à mettre en relation avec la base « physique » du modèle ODM-CMO-v7. En effet, cela suppose que le modèle soit suffisamment proche de la réalité physique des mécanismes présents dans le matériau pour que l'endommagement prévu lors de l'impact influe correctement sur le comportement dans un autre mode de sollicitation (quasi-statique). Un autre élément important favorisant un enchaînement de calculs dynamique/quasi-statique est le même formalisme implicite pour les simulations dynamiques (impact) et quasi-statiques (post-impact) avec le même code de calcul éléments finis (Abaqus/standard).

Comme cela a été montré au chapitre précédent, le modèle permet d'établir par simulation les relations nécessaires au dimensionnement des structures composites tissées interlocks habituellement déterminées expérimentalement. La démarche de modélisation présentée ici pourrait permettre d'établir l'ensemble des relations nécessaires dans le cadre de la tolérance aux dommages (rappelées sur la Figure 6). On pourrait ainsi relier la profondeur d'empreinte résiduelle et la résistance statique résiduelle associée notamment. Un autre avantage est le nombre de configurations qu'il est possible de tester virtuellement. Différents cas de chargements post-impact peuvent être testés (sans recourir à des campagnes expérimentales longues et onéreuses) là où habituellement seule la compression après impact est étudiée (chargement le plus critique pour les matériaux stratifiés d'unidirectionnels, mais pas nécessairement pour les matériaux tissés interlocks).

Rappel sur le dimensionnement en tolérance aux dommages (chapitre 1) :

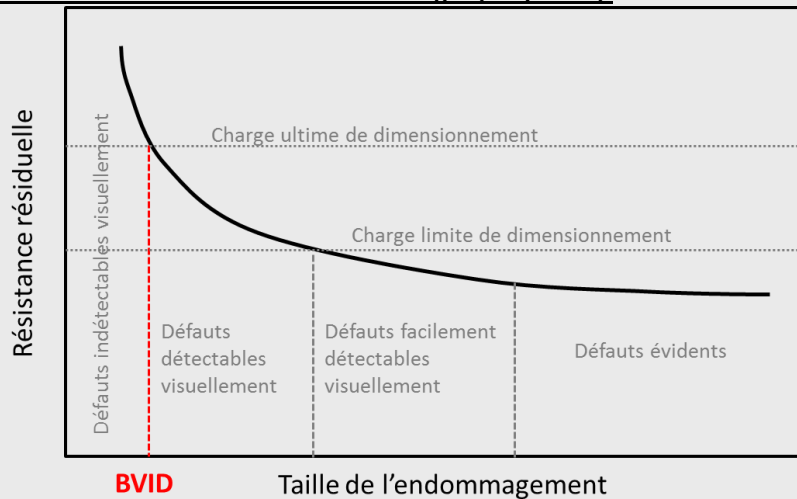


Figure 146 : Règles de dimensionnement à l'impact des structures composites. (Razi & Ward Août 1996)

Afin d'établir la validité de la démarche de cette étude, nous avons, dans un premier temps, réalisé une campagne d'essais de performances résiduelles après impact. Comme cela est généralement étudié lorsque l'on traite la problématique de tenue à l'impact, des essais de compression après impact (CAI) pour différentes énergies incidentes ont été effectués. Cependant, des essais de traction après impact (TAI) ont également été réalisés dans cette étude afin de tenir compte de la spécificité de ces matériaux tissés interlocks ne présentant pas de grands délaminages. Ils ont été instrumentés de manière à déterminer les performances résiduelles (raideur et résistance) et analyser les modes de dégradation et de rupture dus à la présence de défauts induits par impact basse vitesse / basse énergie. Nous avons ensuite mis en place la chaîne de calcul numérique permettant de simuler le comportement et la rupture d'éprouvettes impactées à partir des prévisions des endommagements lors de l'impact. Les performances résiduelles obtenues par simulation sont finalement comparées à celles obtenues expérimentalement afin d'évaluer les capacités prédictives du modèle développé dans cette étude.

V.2 Essais de compression après impact

V.2.1 Conditions expérimentales et instrumentation

La perte de résistance après impact étant particulièrement préoccupante en compression en ce qui concerne les composites stratifiés d'unidirectionnels la compression après impact reste généralement une sollicitation d'intérêt dans le cas de la tenue des composites interlocks (Chiu, Lai & Wu 2004). **Des essais de compression ont donc été effectués sur les éprouvettes préalablement impactées.** Pour cette étude, quatre essais de compression après impact ont été menés sur des éprouvettes dans le sens de la chaîne. En raison du nombre limité d'échantillons, nous avons décidé d'étudier, pour la mise en application de la démarche, les performances résiduelles en sens chaîne puisque le matériau est conçu pour travailler principalement dans cette direction. Les énergies incidentes et les éprouvettes utilisées pour ces essais sont celles présentées précédemment. Il s'agit

des éprouvettes de largeur 70 mm pour le montage d'impact en appuis sur rouleaux avec des énergies d'impact de 40 J, 50 J, 67 J et 80 J. **Afin de servir de références non endommagées, nous avons, de plus, réalisé un essai de compression sur une éprouvette non impactée de même géométrie.** La machine de Maser Engineering, présentée au chapitre I, a été utilisée pour l'ensemble des essais. **Les mors hydrauliques utilisés permettent de tester des éprouvettes à section droite sans qu'il y ait de glissement dans les mors** grâce à un serrage important et à des reliefs améliorant la préhension de l'éprouvette. La transmission de l'effort des mors à la plaque se fait donc par cisaillement des faces supérieures et inférieures. Au cours des essais, la longueur de la zone utile est en moyenne de 94 mm (la zone sous les rouleaux lors de l'impact est prise dans les mors). La largeur des mors est supérieure à la largeur des éprouvettes comme le montre la Figure 147. Le défaut induit par l'impact est centré dans la zone utile de manière visuelle pour chaque éprouvette. Un des mors est maintenu fixe tandis qu'un déplacement monotone à une vitesse de 0,1 mm/min est imposé à l'autre mors par des vérins hydrauliques, jusqu'à la rupture de l'échantillon. Afin d'analyser ces essais de performances résiduelles, différents moyens de mesure ont été utilisés.

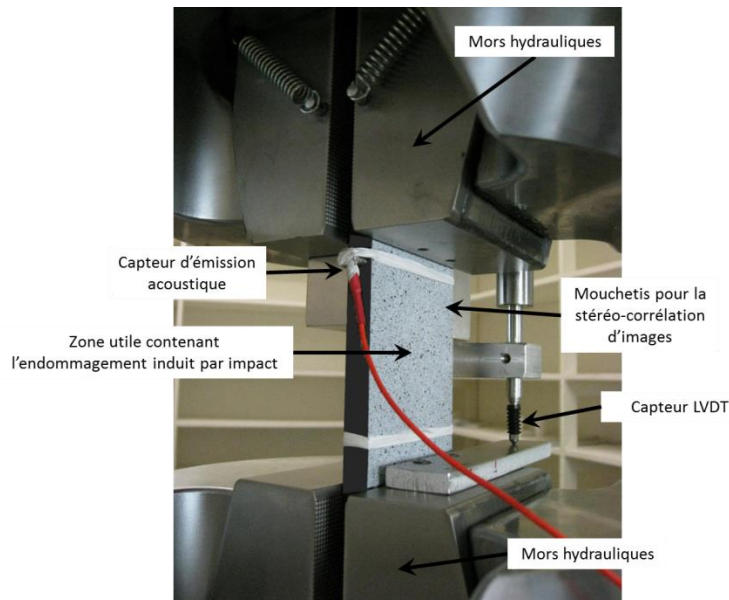


Figure 147 : Eprouvette de compression après impact prise dans les mors hydrauliques avant essai

Tout d'abord, des **capteurs sur la machine** permettent de mesurer l'effort appliqué à l'éprouvette ainsi que le déplacement du vérin. Pour faciliter les comparaisons nous étudions, plutôt que l'effort, la contrainte obtenue en divisant l'effort mesuré par la section initiale mesurée de l'éprouvette considérée. On peut alors déterminer la raideur de l'essai (raideur résiduelle) et la contrainte à rupture (résistance résiduelle). Un **capteur de déplacement LVDT** est également utilisé pour mesurer le déplacement du mors et est systématiquement mis en regard avec le déplacement vérin pour augmenter la confiance dans les moyens de mesure.

Un **capteur d'émission acoustique** est positionné sur l'échantillon pour détecter les événements relatifs à l'endommagement et leurs évolutions durant le chargement. De cette manière, nous

pouvons déterminer la présence ou non d’une évolution significative des événements acoustiques indiquant éventuellement le redémarrage de l’endommagement initial (induit par l’impact) lors de la sollicitation quasi-statique.

Enfin, le dispositif de **stéréo-corrélation d’images** a été utilisé pour mesurer les champs de déplacement sur l’une des faces de l’éprouvette. Le montage ne présente pas ici de dispositif anti-flambement comme peut présenter un montage de CAI pour composite stratifié. En effet, les dimensions et l’épaisseur importante des éprouvettes tissées interlocks étudiées n’engendrent pas de flambement global de l’éprouvette (ruine structurale) avant la rupture des torons (ruine matériau). Néanmoins, comme cela a pu être observé dans le cas de stratifiés, l’endommagement induit par impact peut générer un cloquage local des éprouvettes. Outre l’évolution du champ de déformation au cours de l’essai, la stéréo-corrélation permet donc également de contrôler les déplacements hors-plan de la face de l’échantillon afin d’observer un éventuel flambement local dû à l’endommagement d’impact (on ne peut pas parler réellement de cloquage du fait de l’absence de délaminage dans les interlocks).

V.2.2 Raideur résiduelle en compression après impact

Les performances résiduelles en compression après impact concernent à la fois le comportement et la rupture de l’échantillon impacté, comme illustré sur la Figure 148. Le déplacement utilisé est le déplacement LVDT. Il s’agit du déplacement entre les deux mors. Nous avons contrôlé que le déplacement obtenu était cohérent avec le déplacement traverse imposé. En effet, bien que les deux valeurs de déplacement soient différentes, il existe un facteur constant permettant de recalibrer les deux valeurs pour l’ensemble des essais de Compression et CAI. Cet écart est dû à des souplesses machine.

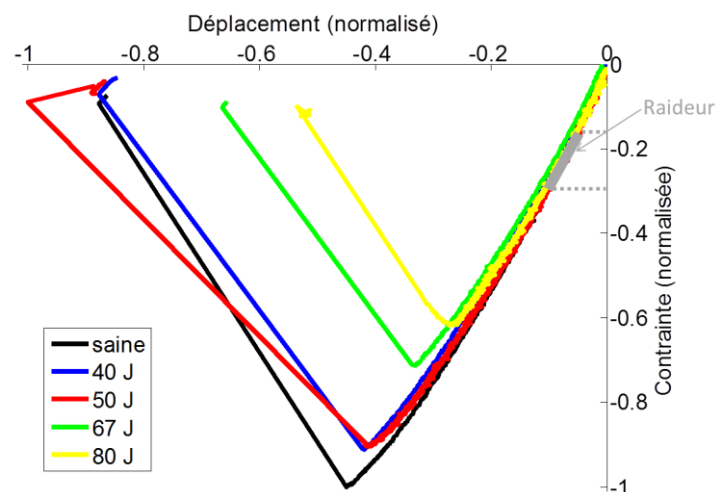


Figure 148 : Comparaison des courbes de comportement contrainte/déplacement (LVDT) en compression après impact pour les différents niveaux d’énergie incidente testés

Afin de quantifier la nocivité du défaut d'impact sur le comportement de l'éprouvette, nous avons considéré la raideur comme indicateur.

La raideur que nous avons définie a pour but de comparer la nocivité des différents défauts d'impact sur le comportement global de l'éprouvette dans le domaine linéaire de celle-ci. Il a été constaté que, pour tous les essais de CAI, il n'y a pas d'évolution de l'endommagement (pas d'événements acoustiques enregistrés) entre les deux niveaux de contrainte correspondant respectivement à 25% et 50% de la contrainte à rupture de l'essai de CAI avec énergie incidente de 80 J (essai présentant la contrainte à rupture la plus faible) comme l'atteste la Figure 149. La raideur est donc calculée par régression linéaire entre deux niveaux de contraintes (identiques pour tous les essais), correspondant à **25% et 50% de la contrainte à rupture de l'éprouvette impactée à 80J**. La raideur résiduelle correspond donc à la raideur normalisée par la raideur de l'éprouvette saine, comme illustré sur la Figure 150.

L'analyse des signaux acoustiques montre (Figure 149) que la contrainte seuil d'endommagement des éprouvettes pré-impactées, donnée par le début de l'augmentation significative de l'énergie cumulée, est légèrement plus basse que la contrainte seuil d'endommagement de la plaque saine. Cela signifie qu'au cours des essais quasi-statiques post-impact, **les endommagements générés lors de l'impact semblent évoluer à nouveau** mais pour un niveau de contrainte inférieur à la contrainte seuil de l'éprouvette saine.

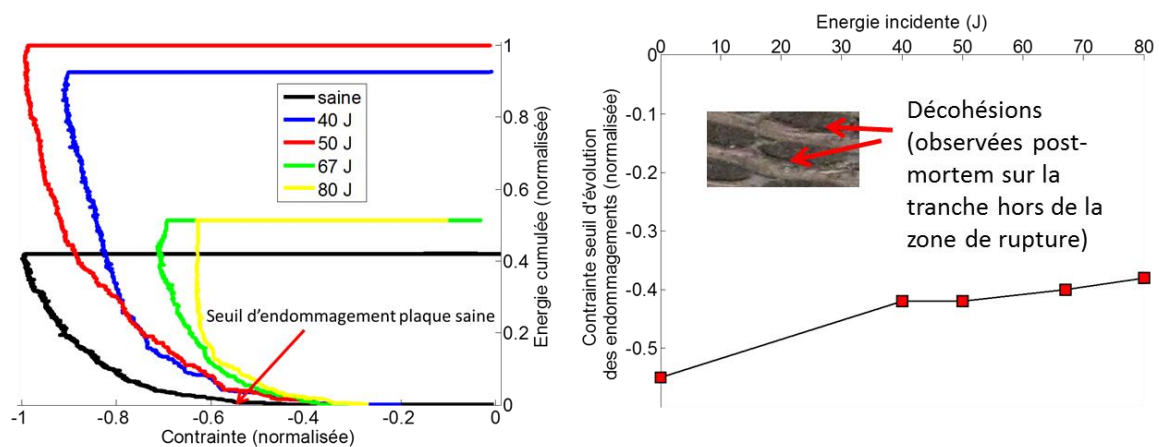


Figure 149 : Evolution de l'énergie cumulée obtenue par émission acoustique avec la contrainte pour les essais de CAI (gauche) et évolution des seuils de réamorçage de l'endommagement (contrainte seuil normalisée par rapport à la contrainte à rupture de la plaque saine) avec une observation de décohésions post-rupture sur la tranche de l'éprouvette CAI 80 J (droite)

Cependant, on remarque qu'en CAI l'énergie incidente d'impact semble avoir peu d'influence sur le réamorçage de l'endommagement puisque la contrainte seuil varie peu pour les différentes énergies incidentes. De plus, **si les endommagements évoluent, ils ne semblent pas avoir d'effet notable sur le comportement** d'après la Figure 148 où la raideur semble approximativement identique pour l'ensemble des essais.

Cela est confirmé avec la raideur résiduelle puisqu'on n'observe pas sur la Figure 150 de modification notable (<5%) des raideurs avec l'énergie incidente en CAI. La dispersion expérimentale explique probablement les légères augmentations de raideurs mesurées par rapport à l'éprouvette saine. La Figure 148 montre de plus que, si la raideur dans le domaine linéaire ne semble pas impactée par la présence des endommagements, on n'observe pas non plus d'influence sur l'aspect non linéaire du comportement. Le comportement est proche d'un comportement linéaire élastique y compris en présence d'un endommagement initial induit par impact (les fissures matricielles planes générées lors de l'impact se referment et n'ont donc pas d'effet en compression). Nous considérons, au vu de ces résultats, que l'impact n'entraîne pas de perte significative de raideur en compression après impact pour la gamme d'énergie testée. Seule une diminution de la contrainte à rupture avec l'accroissement de l'énergie incidente est observée en CAI. Ce point est traité dans la section suivante.

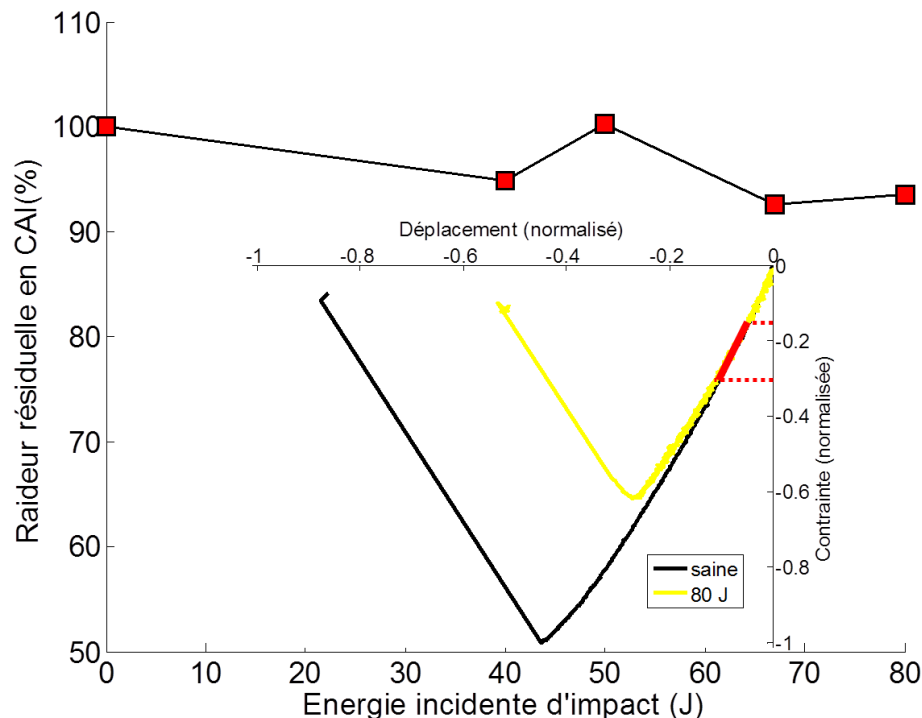


Figure 150 : Raideur résiduelle en CAI en fonction de l'énergie incidente (gauche) et raideur résiduelle globale en CAI en fonction de l'énergie incidente

L'émission acoustique ne permet pas de déterminer quels sont les modes d'endommagement qui évoluent de nouveau en sollicitation post-impact. Il serait alors utile, pour obtenir plus d'informations à ce sujet, d'effectuer des essais post-impact interrompus en contrôlant les endommagements (μ -tomographie ou observations micrographiques) à différents niveaux de chargement. Cela n'a pas pu être réalisé ici par manque de matière et de temps. Toutefois, un scénario probable d'endommagement consisterait en la propagation des décohésions inter-toron générées lors de l'impact lors de la sollicitation de compression (gonflement par effet Poisson). Il a été constaté que cet endommagement ne semblait pas avoir une forte influence sur le

comportement, le chargement de compression tendant à fermer les fissures matricielles planes lors d'un chargement de compression, annulant ainsi leurs effets dans le plan sur le comportement.

V.2.3 Résistance résiduelle en compression après impact

La résistance résiduelle est définie comme la contrainte maximale atteinte lors de l'essai post-impact. Cette résistance résiduelle est affectée par la présence de l'endommagement induit par l'impact. Comme cela est également classiquement observé lors de la CAI sur des composites stratifiés d'unidirectionnels (Elias 2011), **une baisse modérée de la résistance est observée pour les plus faibles niveaux d'énergie alors que la chute de résistance devient plus importante pour les plus hauts niveaux** (Figure 151). **La perte de résistance atteint 38 % pour une énergie incidente de 80 J.** Cette perte est importante mais reste relative étant donnée le niveau d'énergie incidente. A titre de comparaison, les pertes de résistance en CAI peuvent aller jusqu'à 50 % pour les composites stratifiés d'unidirectionnels (Cantwell, Curtis & Morton 1986) pour des énergies incidentes généralement bien moins importantes.

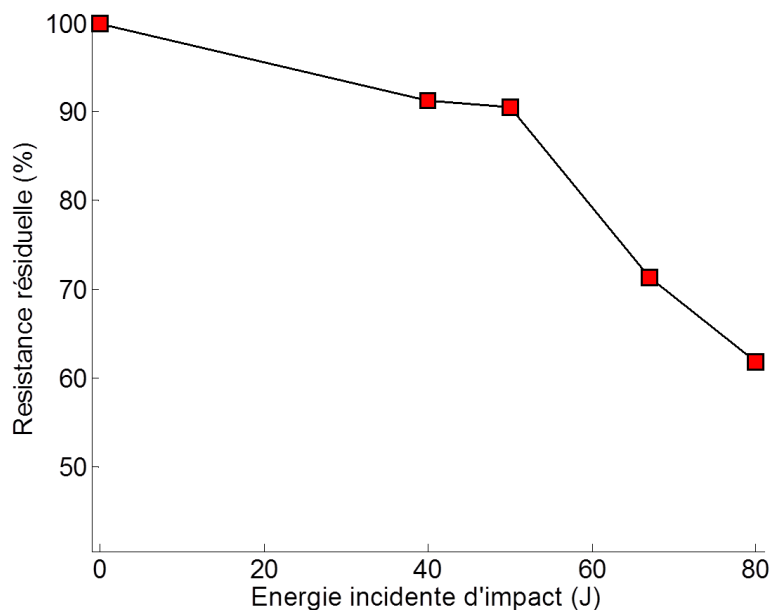


Figure 151 : Evolution de la résistance résiduelle en compression après impact avec l'énergie incidente

Deux hypothèses, probablement coexistantes, peuvent expliquer cette évolution en deux phases de la résistance résiduelle. Les mesures de champs par stéréo-corrélation d'images, illustrées en Figure 152, montrent que le gradient d'endommagement dans l'épaisseur dû à l'impact, ainsi que l'empreinte résiduelle, induisent une dissymétrie du matériau et occasionnent une **flexion additionnelle lors des essais de CAI** pour les énergies incidentes de 67 J et 80 J. Cette flexion se met en place rapidement au cours de l'essai (à 20 % de l'effort maximal pour la CAI avec une énergie incidente à 80 J et 30 % pour la CAI avec une énergie incidente à 67 J). Cette flexion s'accompagne

d'un cloquage apparent (déplacement hors plan opposé à la flexion) autour de la zone d'empreinte. Celui-ci peut être causé par des décohésions de surface (première couche) introduites par l'impact pour ces hauts niveaux d'énergie.

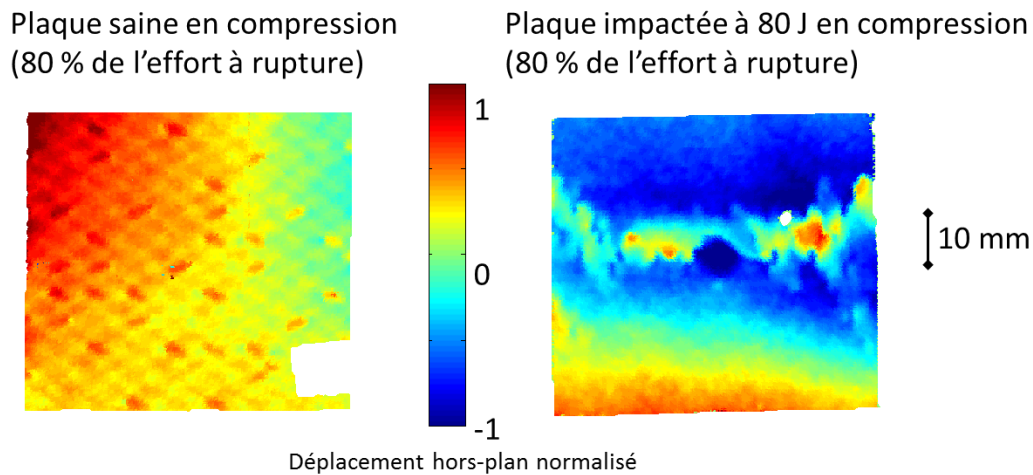
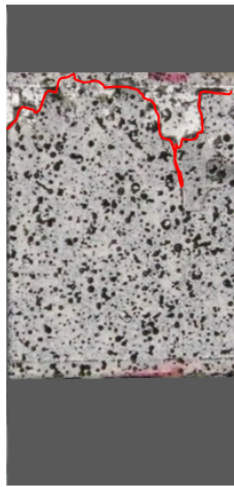


Figure 152 : Champ de déplacement hors-plan d'une éprouvette saine en compression et d'une éprouvette impactée à 80 J en compression

Comme cela est le cas pour les stratifiés, cette **instabilité géométrique** à partir d'une certaine énergie incidente peut influencer sur les résistances résiduelles. Une deuxième explication peut être une **interaction forte des endommagements matriciels** (et en particulier les décohésions inter-torons) **sur les mécanismes de ruine** (rupture des torons par kinking des fibres) à partir d'une certaine énergie incidente.

L'analyse des faciès après rupture permet d'obtenir des informations sur les modes de rupture et les mécanismes associés. Les **faciès de rupture en CAI** (Figure 153) restent très **similaires au faciès d'une éprouvette saine** malgré le phénomène de flexion additionnelle. Une fissure s'amorce sur la face impactée au point de contact et se propage sur toute la largeur de l'éprouvette. Un angle de rupture dans l'épaisseur est observable dans les deux cas. Cet angle semble à peu près identique pour une plaque saine et une plaque impactée (les variations d'angle n'étant pas suffisamment significative en regard de la dispersion des essais). L'observation de la tranche montre que la rupture est due à la **décohésion entre les torons de trame et les torons de chaîne** mais surtout à la **rupture des torons de chaîne par formation de bandes de kinking**. La rupture des plaques impactées s'amorce systématiquement depuis la zone d'endommagement introduite par l'impact dans la zone utile.

Faciès de rupture d'une plaque saine en compression



Faciès de rupture d'une plaque impactée à 80 J en compression

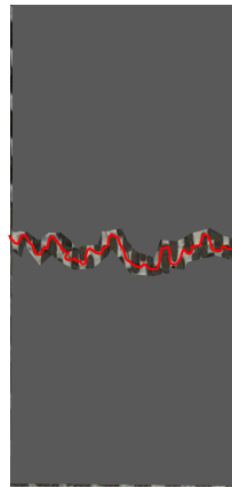


Figure 153 : Faciès de rupture en compression (vue de face et de profil) d'une éprouvette saine (gauche) et d'une éprouvette impactée à 80 J (droite). Les parties de l'éprouvette montrant le tissage de l'interlock ont été grisées pour des raisons de confidentialité.

De la même manière que pour les composites stratifiés, les endommagements induits par impact occasionnent des pertes notables de résistance en compression après impact. L'étude de cette sollicitation reste donc d'un grand intérêt pour les composites interlocks, même si sa criticité semble moindre que pour les matériaux stratifiés.

V.3 Essais de traction après impact

Bien que des chutes de propriétés non négligeables soient observées en compression après impact, il n'est pas assuré que des pertes de performances moins importantes aient lieu en traction après impact puisque les mécanismes d'endommagement à l'impact sont différents des mécanismes dans les composites stratifiés (pas de larges délaminages dans les matériaux interlocks, mais on observe la présence d'endommagements diffus). Dans cette étude, nous avons voulu également étudier la tenue résiduelle de l'interlock en traction.

Les conditions expérimentales et l'instrumentation sont celles décrites pour les essais de CAI. L'utilisation des **mors hydrauliques** est ici indispensable pour des essais de traction sur des éprouvettes à section droite. De même, la haute résistance de ce matériau en traction sens chaîne nécessite une capacité machine importante. Dans le but de rompre les éprouvettes de traction, nous avons dû les usiner avec une **largeur de 50 mm en nous basant sur la capacité machine** et la contrainte à rupture des essais réalisés dans la thèse de (Rakotoarisoa 2013). Comme en compression, une éprouvette de référence non endommagée de même géométrie que les éprouvettes impactées a été testée et menée à rupture.

V.3.1 Raideur résiduelle en traction après impact

Les courbes de comportement contrainte/déplacement LVDT, présentées en Figure 154, montre une plus forte influence **du défaut d'impact sur la non-linéarité du comportement** des éprouvettes par rapport aux éprouvettes impactées ayant subi un chargement de compression. Cela est probablement dû en partie à **l'effet des fissures matricielles** dans le plan introduites lors de l'impact. En effet, contrairement à la compression, les fissures ont ici tendance à s'ouvrir et elles modifient la rigidité apparente de l'éprouvette. Elles peuvent également influencer sur les autres modes d'endommagements. L'effet de l'endommagement semble faible pour les plus bas niveaux d'énergie incidente puisque la non-linéarité est proche de celle de l'éprouvette saine jusqu'à la rupture. En revanche, on observe un effet non linéaire important des endommagements introduits pour les plus hauts niveaux d'énergie incidente.

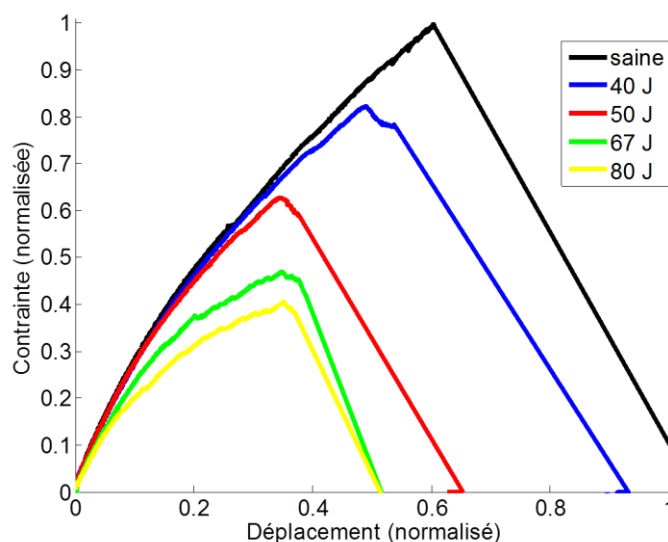


Figure 154 : Comparaison des courbes de comportement contrainte/déplacement (LVDT) en traction après impact pour les différents niveaux d'énergie incidente testés

Les données d'émission acoustique obtenues, illustrées en Figure 155, suggèrent en effet un **réamorçage des endommagements au cours des essais de TAI**. L'énergie cumulée augmente significativement pour des niveaux de contrainte plus faible que pour l'essai sur éprouvette non endommagée initialement. On observe d'ailleurs que le seuil de réamorçage de l'endommagement semble être affecté par l'énergie incidente d'impact. Le seuil détecté par émission acoustique est notablement plus bas pour les essais après impact à 67 J ou 80 J que pour les essais après impact à 40 J et 50 J. Contrairement au comportement en CAI, les fissures matricielles dues à l'impact sont pleinement actives en TAI puisqu'elles ont tendance à s'ouvrir. Elles influent donc sur le comportement comme le montre la Figure 154 et cela peut expliquer un réamorçage des endommagements (fissures matricielles planes, décohésions inter-toron et ruptures de fibres) sensible au niveau des endommagements initiaux présents lors des essais de TAI. En effet, on peut

notamment imaginer que la fissuration matricielle fragilise les fibres des torons qui ont un effet important sur la raideur.

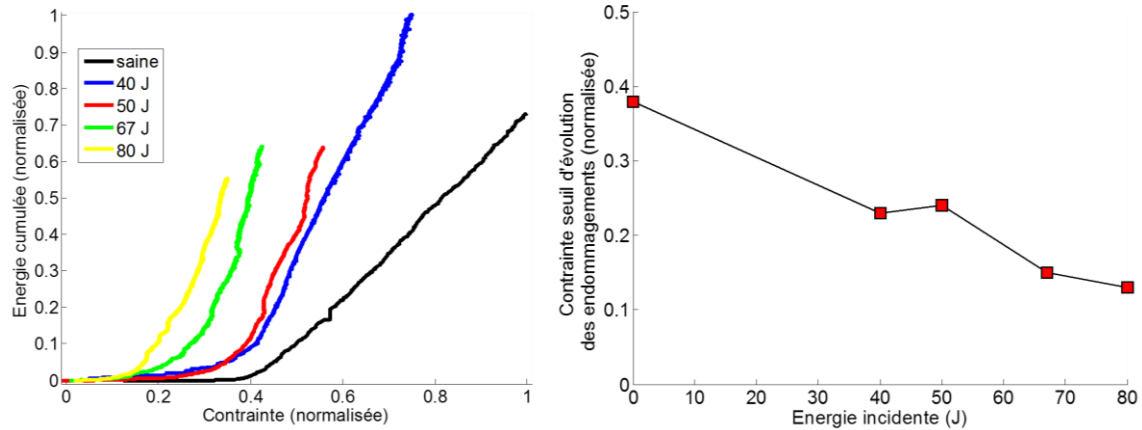


Figure 155 : Evolution de l'énergie cumulée obtenue par émission acoustique avec la contrainte pour les essais de TAI (gauche) et évolution des seuils de réamorçage (contrainte seuil normalisée par rapport à la contrainte à rupture de la plaque saine) de l'endommagement (droite)

Ces tendances sur le comportement des éprouvettes impactées sont vérifiées à l'aide des mesures de raideurs illustrées en Figure 156. Les raideurs ont été calculées de la même manière que précédemment pour les essais de CAI. Cependant, dans le but de mesurer une raideur résiduelle dans la zone élastique de l'ensemble des essais de TAI, nous avons mesuré celle-ci par régression linéaire entre le point de contrainte **15 % de la contrainte maximale de l'essai de TAI avec énergie incidente 80 J** et le point de contrainte **30 %** de la contrainte maximale de ce même essai. Ces niveaux de contraintes ont été déterminés avec les courbes d'émission acoustique (en dessous des seuils de réamorçage pour l'ensemble des essais).

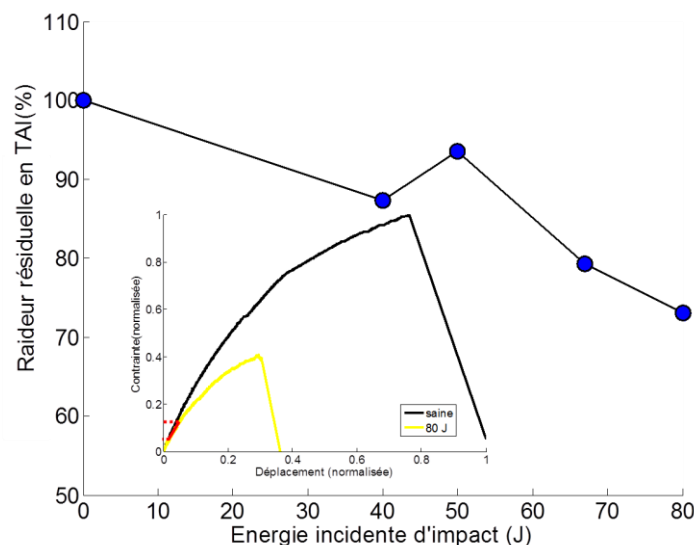


Figure 156 : Raideur résiduelle en TAI en fonction de l'énergie incidente

La raideur est assez nettement modifiée par la présence du défaut d'impact, puisque celle-ci est diminuée de 27 % à 80 J par rapport à la raideur de la plaque saine. Les endommagements d'impact ont donc une influence à la fois sur la non-linéarité et sur la raideur dans le domaine linéaire en TAI de par l'effet des fissures matricielles planes principalement mais également des ruptures de fibres.

La stéréo-corrélation d'images ne montre pas de flexion hors-plan notable comme en CAI, néanmoins, l'erreur de corrélation du système en certains points montre en effet l'apparition de fissures de surfaces (auxquelles sont associés des déplacements hors-plan). Ces fissures sont probablement dues à la propagation dans le mouchetis des fissures en surfaces pré-existantes aux essais de TAI et introduites par l'impact (Figure 157). Les fissures se propagent progressivement dès le début de l'essai et jusqu'à environ 50 % de l'effort à rupture. On notera que ces fissures de surface traversent aussi bien la matrice que les torons, justifiant les pertes de raideurs observées.

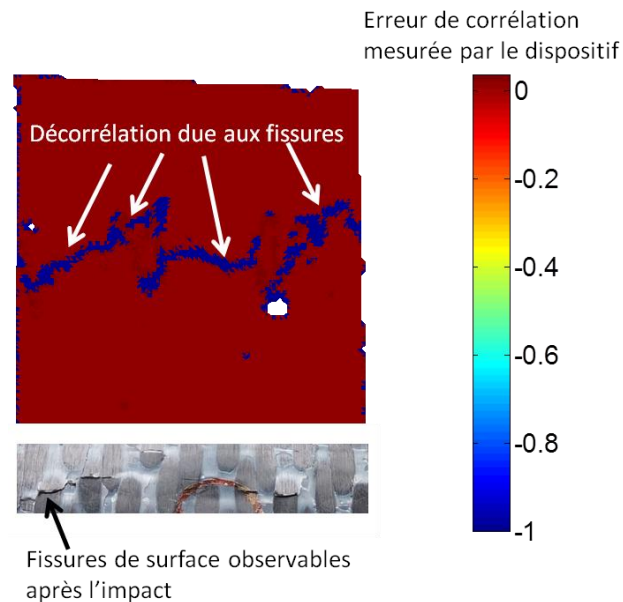


Figure 157 : Erreur de corrélation d'images en surface de l'éprouvette en TAI (80 J) à 50 % de l'effort à rupture. Mise en évidence des fissures de surfaces initiales.

Ces conclusions sont donc similaires à ce qui peut être observé pour les composites stratifiés. En effet, bien que la CAI soit le chargement le plus nocif pour les stratifiés (pertes de résistance due à l'ouverture des délaminages), les pertes de raideurs sont plus importantes en TAI (Sjögren, Krasnikovs & Varna 2001) du fait des endommagements intra-laminaires (fissuration et rupture de fibres).

Contrairement au cas de la compression, **la présence d'un défaut d'impact influence donc notablement le comportement du matériau** tissé interlock en traction à partir d'un certain niveau d'énergie.

V.3.2 Résistance résiduelle en traction après impact

Nous avons montré précédemment que la perte de résistance après impact en compression était importante (-38 %) pour le matériau tissé interlock étudié dans la gamme d'énergies testées. Cette évolution justifie donc l'étude de ce mode de sollicitation statique post-impact. La question qui se pose est alors de savoir si c'est également le cas en traction ou si, comme pour les stratifiés, la chute de résistance pour ce type de sollicitation est négligeable par rapport au cas de la compression. La Figure 158 met en évidence la perte importante de résistance en traction en présence de défauts d'impact. Cette **chute de résistance est plus importante en traction qu'en compression et atteint 60 %** pour une énergie incidente de 80 J. Toutefois, il faut rappeler que les éprouvettes de traction sont de plus petite largeur alors que le diamètre de l'impacteur reste inchangé. Bien que les conditions ne soient pas exactement similaires on peut néanmoins supposer que, contrairement aux stratifiés, la sollicitation de traction après impact ne doit pas être négligée dans le cadre du dimensionnement à l'impact de structures interlock. Ce point peut être abordé par simulation et sera discuté dans la suite de ce chapitre.

Comme dans le cas de la CAI, **une inflexion dans la courbe d'évolution de la résistance résiduelle est observée** à un niveau d'énergie de 40 J. La chute de la résistance est limitée pour les bas niveaux d'énergie et est plus importante à partir d'une énergie incidente de 50 J. Cela n'est pas dû ici à une instabilité géométrique avant rupture mais peut être lié, comme en CAI, à une influence notable des endommagements matriciels sur les ruptures de torons pour les plus hauts niveaux d'énergie incidente.

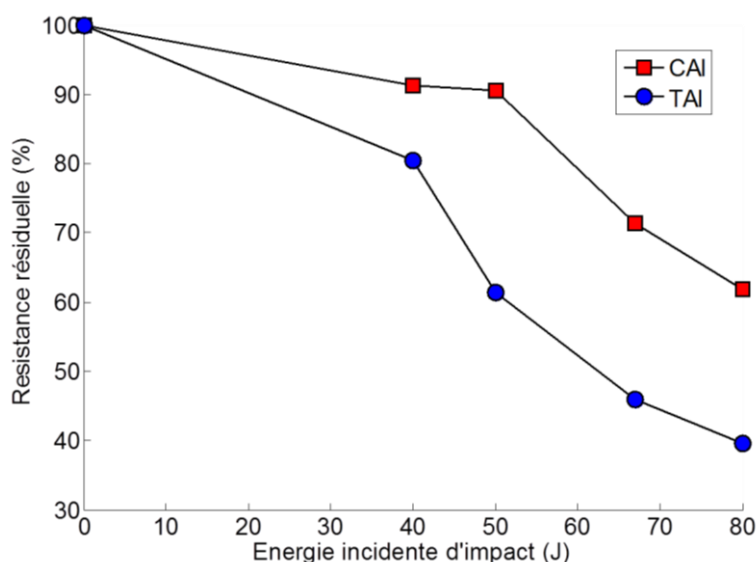


Figure 158 : Evolution de la résistance résiduelle en traction après impact avec l'énergie incidente et comparaison avec l'évolution de la résistance en compression après impact

Cette hypothèse s'appuie sur l'observation des faciès de rupture. **Les faciès de rupture obtenus en TAI sont similaires entre la plaque saine et les plaques impactées** comme le montre la Figure 159.

Les modes de ruptures sont donc les mêmes. La rupture de l'éprouvette se fait par la rupture des fibres dans les torons de chaîne. Cependant le faciès est plus net pour les plaques préalablement impactées. En effet, dans ce cas, la rupture s'amorce depuis la zone impactée et présentant des endommagements importants. Cela montre donc l'influence des endommagements induits par impact sur les ruptures de torons. L'éprouvette non impactée ne contenant pas de singularité introduisant un gradient de contrainte, la zone de rupture est moins rectiligne et semble plus influencée par la microstructure du matériau.

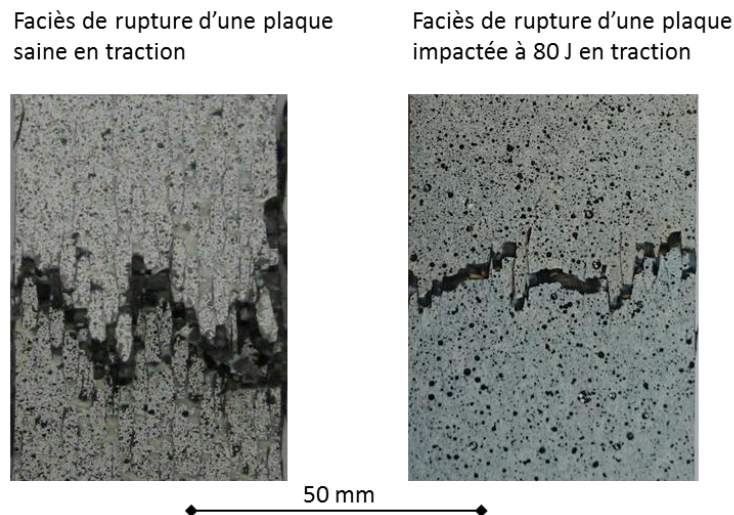


Figure 159 : Faciès de rupture en traction d'une éprouvette saine (gauche) et d'une éprouvette impactée à 80 J (droite)

L'ensemble des observations expérimentales en traction comme en compression ont permis de **confronter les simulations des essais post-impact afin de s'assurer de la pertinence des mécanismes physiques introduits dans la modélisation** et ainsi conforter les estimations des performances résiduelles obtenues avec ce modèle. La mise en place de ces simulations et les scénarii d'endommagements obtenus sont présentés dans la partie suivante.

V.4 Chaîne numérique pour la prévision des performances résiduelles

V.4.1 Enchaînement simulation dynamique / simulation statique

La méthode d'estimation des performances résiduelles consiste à simuler les sollicitations quasi-statiques post-impact en utilisant les résultats issus des simulations d'impact, comme illustré sur la Figure 160. Il est donc nécessaire d'importer l'état obtenu en fin de la simulation dynamique d'impact pour débiter le calcul statique puisque le même modèle matériau ODM_CMO_v7 est

utilisé. L'intégralité des simulations est effectuée dans le code éléments finis commercial Abaqus/Standard à l'aide des options ***RESTART** et ***IMPORT** (Dassault Systemes 2011).

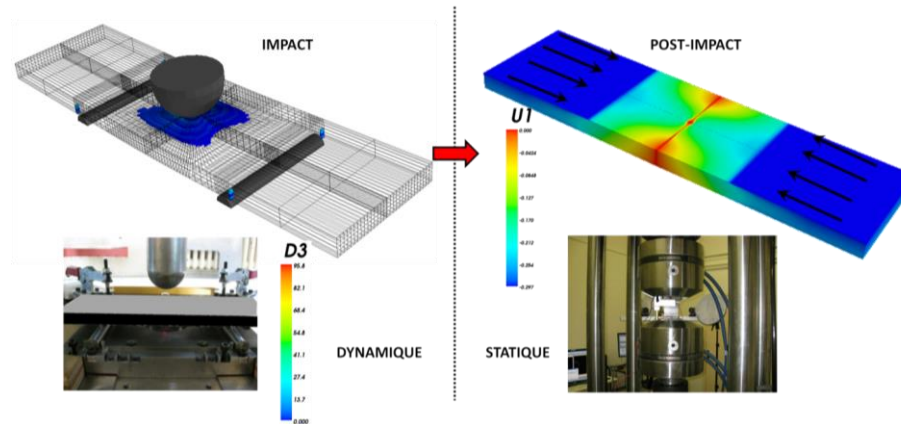


Figure 160 Chaîne de calcul dynamique/statique sur matériau tissé interlock

Les calculs d'impact doivent utiliser l'option ***RESTART**, **WRITE** de manière à écrire les informations nécessaires à Abaqus pour reprendre le calcul par la suite. La réalisation des calculs statiques se décompose de la manière suivante : **(i) le choix des modèles matériaux**, **(ii) l'importation du maillage déformé et des variables** internes et nodales avec ***IMPORT**, **(iii) une étape de chargement statique**. Durant cette étape de chargement statique, la discrétisation temporelle, le chargement, les conditions aux limites et les sorties pour la visualisation sont également définis. L'option ***MODEL CHANGE** dans l'étape de chargement statique permet de supprimer l'impacteur et le rouleau du modèle. Il ne reste ainsi que la plaque dont les déformations, contraintes et variables internes du modèle ODM_CMO_v7 sont initialisées avec les valeurs obtenues en fin du calcul d'impact.

Nous utilisons, dans l'étape de chargement statique, une méthode de stabilisation automatique avec l'option **STABILIZE** disponible dans Abaqus/standard (Dassault Systemes 2011). Cette méthode consiste à **introduire un amortissement visqueux** dans le modèle par l'intermédiaire de forces visqueuses internes. En effet, dès le début du calcul statique les variables d'endommagement sont activées dans certaines zones et le calcul est déjà fortement non-linéaire dans ces zones. De plus, le changement de problème (conditions aux limites, chargements, ...) conduit à une rupture de l'équilibre global au début du chargement statique. Le rééquilibrage se fait alors lors du premier incrément. L'introduction d'un amortissement visqueux permet ainsi d'améliorer la convergence à cette étape (Feld-Payet 2010). Nous avons utilisé les paramètres proposés par défaut dans Abaqus pour l'algorithme automatique d'amortissement visqueux. Ceux-ci sont constitués du ratio initial entre l'énergie dissipée par l'algorithme et l'énergie de déformation totale ($2 \cdot 10^{-4}$) et le ratio maximal autorisé durant l'étape de chargement (0,05). L'énergie dissipée introduite par cette viscosité supplémentaire doit en effet être maîtrisée car elle doit permettre d'améliorer la convergence (en particulier au début du chargement) sans toutefois modifier la solution du problème. Des calculs réalisés avec ou sans cette viscosité additionnelle ont montré des résultats équivalents. La viscosité de la matrice déjà présente dans la loi ODM-CMO-v7 (pour des raisons physiques) permet

probablement d'améliorer la convergence lors de ce premier incrément et explique le fait que des valeurs très faibles de viscosité additionnelle ont été utilisées. Bien que l'utilité de la stabilisation automatique semble donc limitée dans notre cas, elle pourrait s'avérer nécessaire si la démarche de modélisation présentée ici est utilisée avec d'autres lois de comportement non visqueuse (par exemple pour les composites à matrice céramique).

Il est à noter que les valeurs des paramètres matériaux étant à nouveau spécifiées dans les calculs statiques, il est possible de modifier ces paramètres entre la simulation d'impact et la simulation post-impact. Néanmoins, cela n'est pas souhaitable étant donné que nous avons cherché à assurer la cohérence statique / dynamique (on pourrait imaginer réaliser une identification dynamique et une identification statique différente). De plus, il n'existe pas de contrôle sur le changement des paramètres et certaines modifications peuvent entraîner des incohérences dans les résultats obtenus. En revanche, nous avons **modifié les modules d'Young élastiques** sens chaîne (E_{11}) et trame (E_{22}) entre les deux sollicitations (impact et statique). En effet, il a été montré expérimentalement (Hurmane 2015)(Hurmane et al. 2014) que le module d'Young mesuré entre 25% et 50% de la charge à rupture étaient différents en traction et en compression (d'environ 10%) en sens chaîne mais également en sens trame. Aussi, **lors des simulations d'impact, la moyenne des modules** de traction et de compression est utilisée puisque la plaque est soumise simultanément aux deux types de chargement. Lors des sollicitations quasi-statiques post-impact, les modules de traction ou de compression sont affectés à la plaque selon la sollicitation considérée.

Autre modification importante, les **paramètres de l'effet retard relatifs à la régularisation du problème doivent eux aussi être modifiés puisque les temps de sollicitation dynamiques et quasi-statiques ne sont pas du même ordre de grandeur**. Bien que cela soit discutable, en l'absence d'essais spécifiques, nous avons choisi pour le macro-dommage hors-plan (décohésions) le même temps caractéristique que pour les macro-dommages plans en compression (ruptures de torons) lors des sollicitations post-impact. Les temps caractéristiques plans en traction et en compression de l'effet retard pour les simulations statiques ont été choisis de manière à obtenir d'une part (i) des endommagements non localisés dans les simulations de traction et de compression sur plaques saines, d'autre part (ii) l'estimation correcte du pic d'effort sur ces mêmes essais de traction et compression sur plaques saines. En effet, dans un calcul de structure, la valeur du temps caractéristique de l'effet retard influe sur la valeur de l'effort maximal puisque l'on introduit une viscosité additionnelle (plus le temps caractéristique est élevé, plus la valeur de l'effort maximal est haute). De plus, nous avons vérifié que les résultats obtenus pour les sollicitations sur plaque saine sont indépendants du maillage (différentes tailles de maille ont été étudiées). Nous avons, pour cela, utilisé le maillage d'impact d'un quart de plaque présenté dans le chapitre précédent (à nouveau présenté dans la sous-section suivante) et un maillage régulier comme cela est illustré sur la Figure 161. Le problème est régularisé jusqu'au pic d'effort (identique pour les deux maillages) puisque l'endommagement est non-localisé et réparti de manière à peu près homogène dans les deux cas. On observe une indépendance au maillage des résultats (zone endommagée et courbe de comportement).

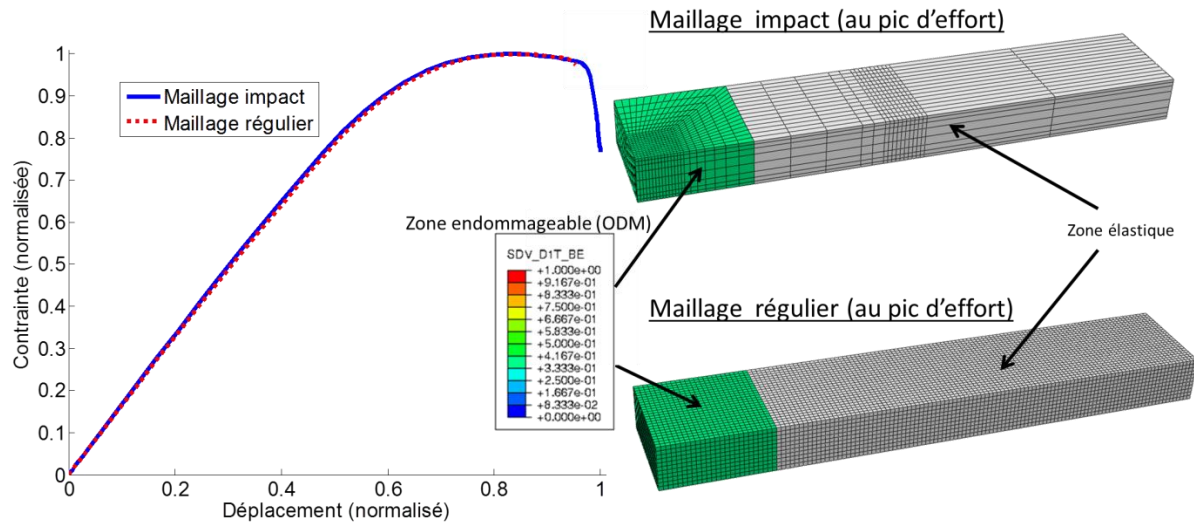


Figure 161 : Comparaison de la répartition de l'endommagement pour une plaque saine en traction au niveau du pic d'effort obtenu avec un maillage d'impact et un maillage régulier (un quart de l'éprouvette est maillé)

Il est à noter que pour obtenir un endommagement situé dans la zone utile pour les simulations sur plaque saine, il a été nécessaire d'affecter un comportement élastique à la partie de la zone utile en sortie de mors (zone grise sur la Figure 161) et la loi ODM-CMO-v7 dans la zone d'intérêt (zone verte sur la Figure 161). Sans cela, l'endommagement se situe nécessairement dans la première rangée d'éléments en sortie de mors (où le déplacement est imposé). Il n'a pas été nécessaire d'introduire cette zone élastique pour les simulations avec les plaques pré-endommagées par impact. Le comportement ODM-CMO-v7 est alors affecté à toute la plaque et du fait de la présence d'un endommagement initial, l'endommagement ne se situe pas en sortie des mors dans ces simulations.

V.4.2 Modélisations éléments finis des sollicitations quasi-statiques post-impact

Les modèles éléments finis des sollicitations post-impact (traction et compression) sont également réalisés dans le cadre d'une résolution **implicite** et l'étape de chargement est ici statique. Les maillages utilisés sont ceux définis pour l'impact et présentés au chapitre précédent. Nous considérons donc le problème encore une fois symétrique dans le plan de la chaîne et dans le plan de la trame comme illustré sur la Figure 162.

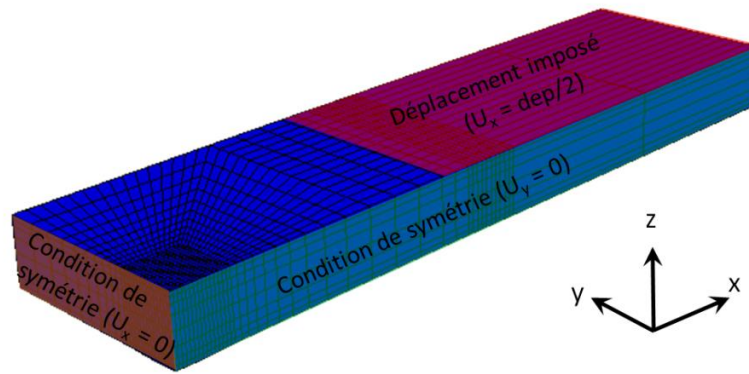


Figure 162 : Maillage et conditions aux limites du problème de sollicitation post-impact

Les déplacements transverses sont bloqués dans les plans de symétrie. De la même manière que dans les essais, nous imposons le déplacement sur les faces supérieure et inférieure de l'éprouvette qui sont prises dans le mors. Si la symétrie dans le plan de la chaîne (xz) est une hypothèse réaliste, la symétrie dans le plan de trame (yz) est plus simplificatrice. En effet, lors des essais, un des mors est maintenu immobile pendant que le second impose le déplacement (dans les simulations, on divise donc par deux le déplacement à imposer du fait de la symétrie). De plus, le défaut d'impact n'est pas nécessairement exactement centré dans la zone utile (le centrage étant effectué visuellement). Néanmoins dans le but de limiter les temps de calcul lors la mise en place de la démarche, l'hypothèse de symétrie a été effectuée (on utilise le même maillage pour l'impact et pour la partie statique).

L'utilisation la fonction **IMPORT* dans Abaqus pour lier les calculs dynamique et statique impose l'utilisation du **même maillage** et a fortiori de la même géométrie pour les deux calculs. Or, dans le but d'optimiser les calculs d'impact et les calculs statiques indépendamment, il serait intéressant d'utiliser des maillages (voire des géométries) différents et adaptés à chacune des deux sollicitations. Cela est possible dans le code éléments finis ZéBuLoN où des méthodes d'initialisation par projections de variables sur des maillages différents sont disponibles (Feld-Payet 2010). Étant donné qu'il est également possible de transférer des résultats de simulations d'Abaqus vers ZéBuLoN, on pourrait effectuer les calculs d'impact dans Abaqus (beaucoup plus efficace que ZéBuLoN pour la résolution du contact) et les calculs post-impact dans ZéBuLoN en réadaptant les géométries et les maillages aux sollicitations. Ce travail d'optimisation constitue une perspective de cette étude. Toutefois, dans le cadre de ce travail, on souhaitait développer une approche transférable en bureau d'études et donc utiliser un seul code éléments finis commercial pour les deux phases de calcul.

V.4.3 Endommagement et rupture en compression après impact

Outre l'estimation des performances résiduelles, la simulation numérique des essais post-impact permet également de compléter les observations expérimentales afin d'**établir un scénario d'endommagement et de ruine** pour cette configuration d'essai particulière.

Nous commençons par décrire les mécanismes obtenus par simulations menant à la ruine des éprouvettes en compression après impact. Les mécanismes d'endommagement en compression sur plaque saine (non endommagée initialement) sont décrits précisément dans (Hurmane 2015). Dans ce cas, on n'observe pas d'endommagement jusqu'à des niveaux de contraintes très proches de la contrainte à rupture où quelques décohésions inter-torons se créent précédant la ruine induite par la rupture des torons par kinking. Ce phénomène de ruine est retranscrit par la simulation de compression sur plaque saine (ruine par activation de la variable D_{1c}) mais la création de décohésion n'est pas prévue juste avant la rupture (variable D_3) avec l'identification du seuil de décohésion choisie. L'objectif est d'étudier par simulation éléments finis l'influence des endommagements induits par l'impact sur ces mécanismes de ruine.

Le méso-dommage d_1 dans le sens de sollicitation (chaîne) n'évolue pas lors de la compression après impact (sauf dans les mors). La déformation étant négative (compression), cet endommagement ne se développe pas et l'endommagement initialement présent n'a pas d'effet (fermeture des fissures).

Le méso-dommage transverse d_2 (trame) est, lui, susceptible d'évoluer d'après la formulation du modèle, la sollicitation de compression en sens chaîne générant une déformation positive dans le sens trame par effet Poisson. Cependant, la Figure 163 montre que ce n'est pas le cas. La déformation de traction transverse n'est pas suffisamment importante pour générer une évolution de la méso-variable d_2 .

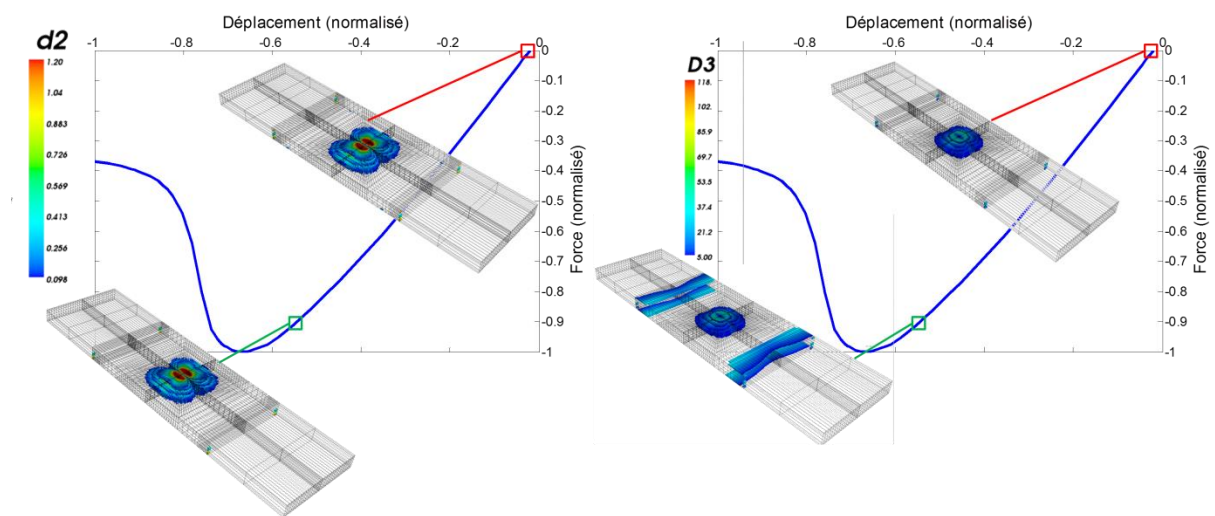


Figure 163 : Evolution du méso-dommage sens trame et du macro-dommage hors-plan lors de la simulation de la CAI 80 J

Bien qu'il n'y ait pas de couplage plan/hors plan en compression dans le modèle matériau, la macro-variable hors-plan D_3 est également susceptible d'évoluer du fait de l'effet Poisson pour ce type de sollicitation. La Figure 163 montre qu'elle n'évolue pas non plus lors de la compression après impact (excepté dans les mors), la déformation de traction hors-plan que subit l'éprouvette du fait de l'effet Poisson étant trop faible pour créer des décohésions significatives avant rupture.

Toutefois, l'émission acoustique utilisée durant les essais (Figure 149) montre que les éprouvettes impactées s'endommagent plus tôt que l'éprouvette saine en compression, indiquant l'évolution des endommagements existants. Nous avons également évoqué aux chapitre II et chapitre IV la présence d'une fissure de surface apparaissant lors de l'impact sur plaque en appui sur rouleaux. Cette fissure est prévue dans les simulations d'impact par la macro-variable plane D_{1c} .

Nous prenons ici pour exemple l'essai de compression après impact à 80 J car, pour ce niveau élevé d'énergie incidente, les mécanismes de dégradation propres à la CAI sont nettement visibles. La Figure 164-(1) montre que les ruptures de torons prévues après l'impact sont surfaciques et ne sont pas présentes dans l'épaisseur. Cette information complète l'observation expérimentale puisque seule la surface a été observée expérimentalement (le C-Scan donnant une projection de l'endommagement, des informations sur la profondeur n'ont pas pu être extraites de cette façon). Jusqu'à 50 % de l'effort maximal lors de la sollicitation de compression post-impact, les ruptures de torons n'évoluent que très peu (2)-(3). Entre **50 % et 60 % de l'effort maximal, les ruptures de torons prévues se propagent de manière significative** dans l'épaisseur de l'éprouvette (4). Après le réamorçage de l'endommagement prévu, celui-ci continue de se propager, de manière progressive cette fois, dans l'épaisseur du matériau jusqu'aux instants qui précèdent la rupture (5)-(6). C'est également la variable représentative des ruptures de torons qui pilote la rupture dans les simulations. En effet, **la rupture est associée à la propagation rapide de D_{1c} dans la largeur** à partir de la zone impactée. Ce mode de rupture est cohérent avec le **faciès de rupture observé expérimentalement** (Figure 153). Cependant, les simulations ne permettent pas de reproduire l'angle observé expérimentalement dans l'épaisseur du faciès de rupture en compression. Cet angle est expliqué par un effet mésoscopique lié à l'embuvage (ondulation) des torons. Le modèle macroscopique ODM_CMO_v7 ne rend pas compte de cet effet mésoscopique. Ce point constitue une des perspectives à ces travaux de thèse.

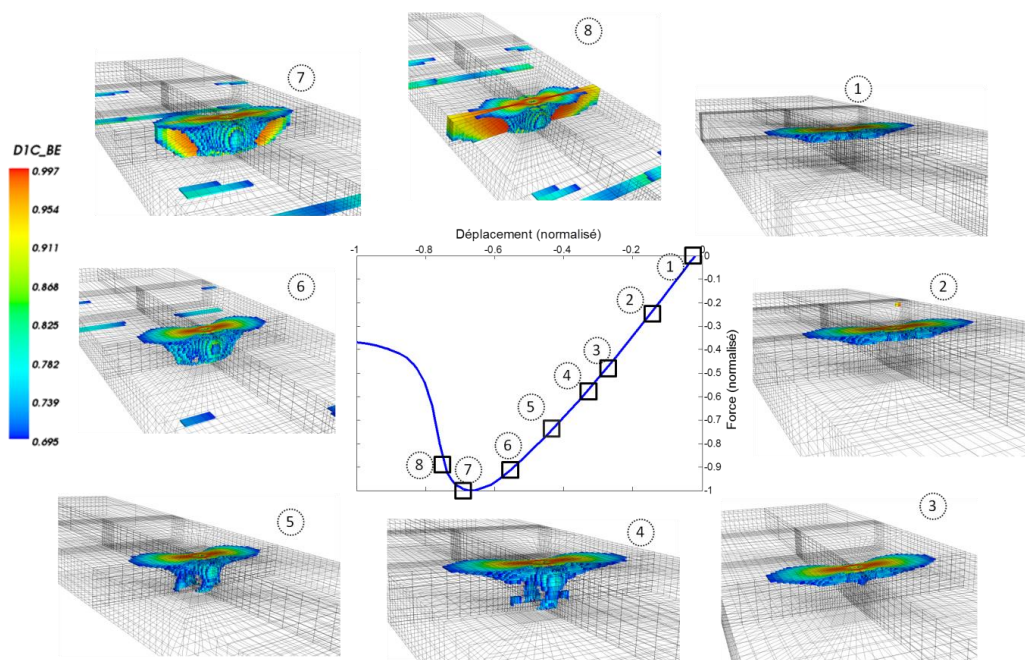


Figure 164 : Evolution du macro-dommage sens chaîne D_{1c_BE} lors de la simulation de la CAI (80 J)

La régularisation du problème avec la méthode de l'effet retard est délicate à obtenir. En effet, les macro-dommages plans n'étant pas bornés (sans saturation), les valeurs atteintes par ceux-ci sont très élevées. L'effet retard peut permettre la délocalisation de l'endommagement dans certaines zones où l'endommagement est limité mais pas dans les zones où l'endommagement augmente fortement. L'image (8) de la Figure 164 montre la rupture prévue, illustrée au travers d'une seule bande d'éléments endommagés vers le bord de l'éprouvette. Cependant, cette vision, permettant de représenter la rupture, est due au seuillage de la variable D_{1c_BE} lors de la visualisation comme le montre la Figure 165. L'endommagement est activé sur plusieurs rangées d'éléments bien que les valeurs d'endommagement de la rangée centrale soient nettement plus élevées que pour les éléments voisins. Dans le cas présent, il est donc délicat d'affirmer que les calculs soient bien régularisés. Des travaux additionnels devront être menés pour tester d'autres méthodes de régularisation plus efficaces telles que le taux limité (Deü & Allix 1997) ou le non local (Germain 2006).

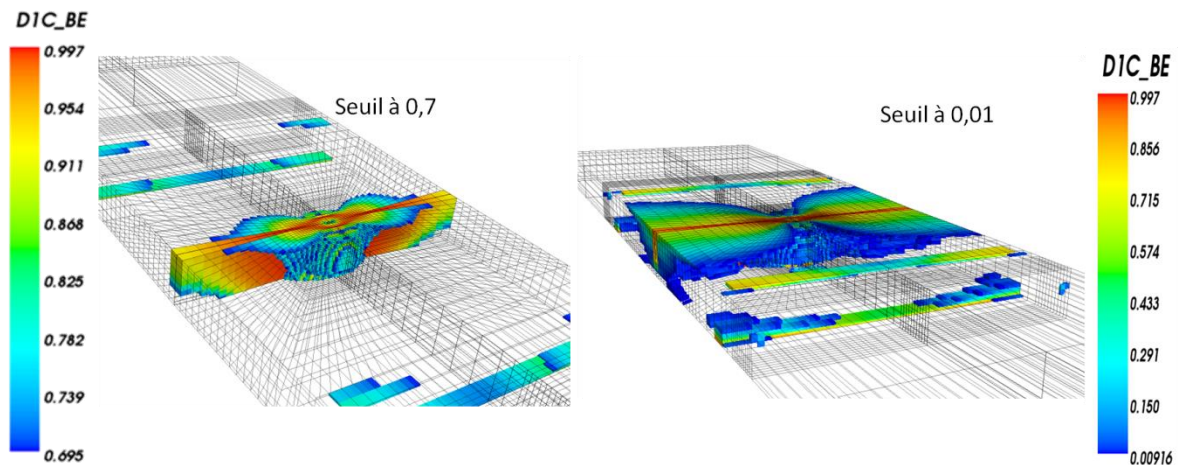


Figure 165 : Délocalisation de l'endommagement après rupture (CAI 80 J)

De manière quantitative, l'effort à rupture prévu pour cet essai CAI à 80 J diffère du résultat expérimental comme le montre la Figure 166. Ainsi, la valeur de la contrainte à partir de laquelle l'endommagement évolue dans la simulation diffère également du seuil de réamorçage expérimental mesuré par émission acoustique (Figure 149). Toutefois, en termes de seuil relatif, ce seuil de réamorçage correspond à environ 50 % de l'effort maximal dans les deux cas (dans le calcul et dans l'essai). Bien que cela soit difficile à affirmer, cela pourrait montrer une certaine cohérence dans l'évolution de l'endommagement même si un probable manque dans le modèle ne permet pas de capter correctement le réamorçage et la rupture pour les plus hauts niveaux d'énergie incidente. Ce point sera discuté dans la suite de ce chapitre et dans les perspectives de cette étude.

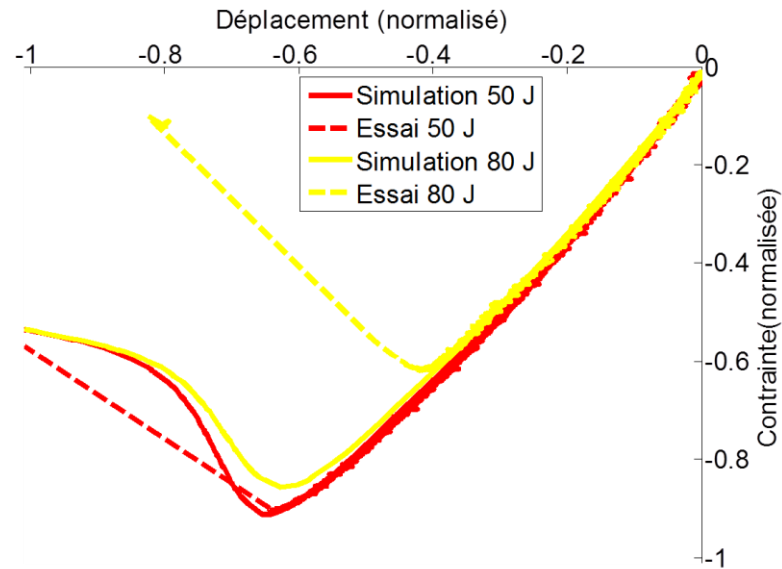


Figure 166 : Courbes de comportement force/déplacement en CAI 50 J et 80 J - comparaison essai/calcul. Contrainte normalisée par la contrainte à rupture de l'éprouvette saine en compression.

Dans le cas de la compression après impact, les comportements prévus par simulation pour un bas et un haut niveau d'énergie incidente (50 J et 80 J) sont illustrés Figure 166. Afin de tenir compte de la souplesse machine inévitable lors des essais de compression et de comparer les simulations aux résultats d'essai, la raideur de l'essai de compression sur plaque saine issue de la mesure de déplacement par LVDT a été recalée sur la raideur prévue par simulation (compression plaque saine). Cette correction a ensuite été appliquée de la même manière à tous les essais de CAI. Cette procédure a également été réalisée en traction. Contrairement aux plus hauts niveaux d'énergie incidente, la contrainte à rupture prévue pour les énergies incidente de 40 J et 50 J sont très proches des contraintes à ruptures expérimentales, comme cela sera vu par la suite. La Figure 166 montre également que **la faible non-linéarité de comportement en CAI est très bien décrite par les simulations** pour les bas comme pour les hauts niveaux d'énergies.

Dans les simulations de CAI pour les énergies incidentes plus faibles (40 J et 50 J), les tendances d'évolution des mécanismes d'endommagement illustrées précédemment sont atténuées. En effet, la macro-variable D_{1c_BE} lors de l'essai de CAI 50 J évolue également dans l'épaisseur dans un premier temps mais de manière très progressive et limitée (Figure 167). La macro-variable n'évolue quasiment pas entre le début de la sollicitation et 90 % de la contrainte à rupture. Il est donc difficile de faire un lien entre son évolution et le seuil de réamorçage de l'endommagement mesuré par émission acoustique lors de l'essai correspondant. L'évolution de D_{1c_BE} la plus significative semble avoir lieu très proche de la rupture (95 % de la contrainte maximale) alors qu'expérimentalement une évolution semble être détectée à partir de 40 % de la contrainte à rupture (la valeur à rupture prévue par le modèle étant proche de la valeur expérimentale). On obtient donc par simulation, dans ce cas, des mécanismes proches de ceux d'une éprouvette initialement saine en compression. Cela explique la faible perte de résistance en CAI pour les faibles énergies d'impact (Figure 151).

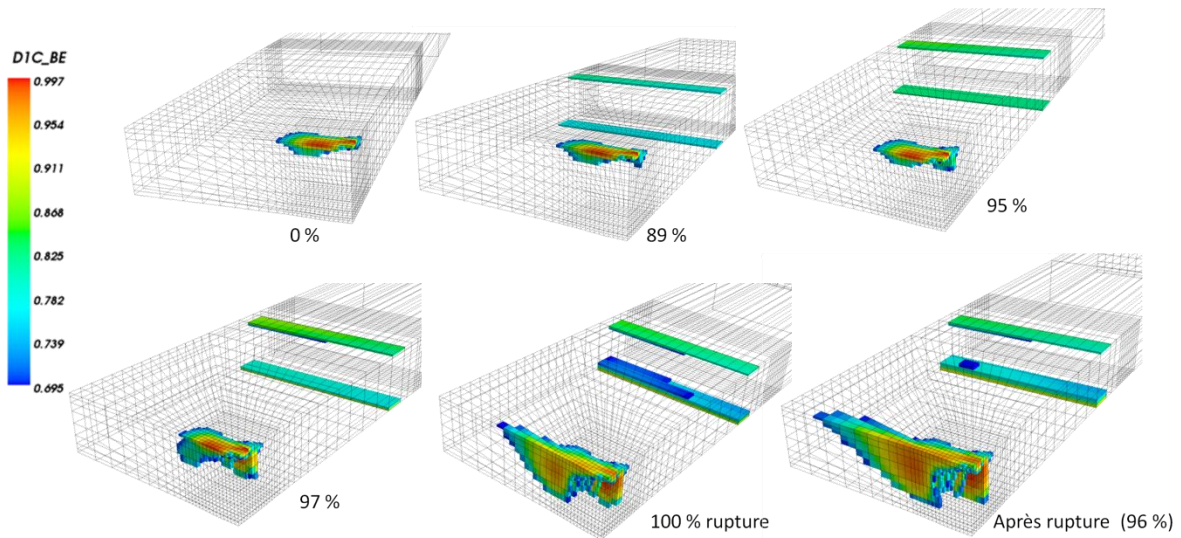


Figure 167 : Evolution de la macro-variable sens chaîne D_{1c_BE} lors de l'essai de CAI 50 J dans le quart d'éprouvette maillé

Enfin, la comparaison des champs de déplacement hors-plan en surface de l'éprouvette obtenus par simulation et par essai (illustrée sur la Figure 168) montre que, bien que les déplacements hors-plan autour de la zone centrale ne soient pas retranscrits correctement, le modèle permet de prendre en compte correctement le déplacement hors-plan centrale au cours de la CAI (dû à l'empreinte résiduelle et au gradient d'endommagement dans l'épaisseur). L'influence de la fissure de surface créée par l'impact pourrait expliquer la différence du champ de déplacement autour de la zone centrale.

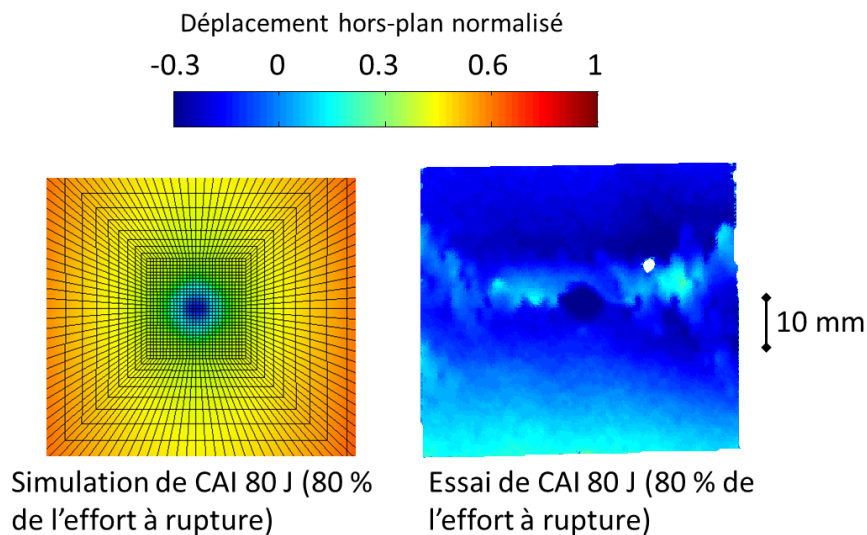


Figure 168 : Champ de déplacement hors-plan en surface de l'éprouvette avec flexion additionnelle locale

Les observations expérimentales réalisées lors des essais de compression après impact sont donc bien cohérents avec les résultats de simulations. Cela montre la pertinence du modèle à prendre en compte les mécanismes prépondérants influant sur le comportement et la rupture lors de cette sollicitation post-impact. De ce fait, les simulations peuvent être utilisées pour obtenir des informations complémentaires aux analyses expérimentales, notamment en examinant l'évolution des différents mécanismes d'endommagement lors de la sollicitation.

V.4.4 Endommagement et rupture en traction après impact

La même analyse peut être faite dans le cas d'un chargement de traction après impact. Lors de cette sollicitation, la variable représentative des ruptures de torons n'est pas la seule à évoluer au cours du chargement comme cela est le cas en CAI. En traction, des fissures matricielles se créent (méso-dommage d_1) et des décohésions inter-torons (macro-dommage D_3) peuvent également se former du fait du couplage plan/hors plan induit par l'architecture du matériau. Enfin, de nouvelles ruptures de torons (macro-dommage D_{1t}) apparaissent et mènent à la ruine de l'éprouvette. Nous avons alors analysé l'évolution de ces différents mécanismes dans les simulations de TAI en différents points de la courbe de comportement. Nous commençons par présenter les résultats obtenus pour une énergie incidente élevée (80 J). Les observations réalisées sont rassemblées dans la Figure 169. On observe que le **modèle prévoit une évolution assez similaire de la fissuration matricielle et des décohésions inter-torons lors de la TAI**. Ces modes d'endommagement, qui sont déjà présents de manière importante après l'impact, **évoluent peu jusqu'à 50 %** de la contrainte à rupture prévue puis évoluent ensuite préférentiellement dans la largeur de l'éprouvette à partir de la zone d'impact. Ils semblent également se propager plus particulièrement sur la face impactée et en surface notamment. Cela est cohérent avec l'observation de propagation des fissures en surface lors des essais de traction après impact (Figure 157).

Lors de l'impact, des ruptures de torons en traction sont prévues sur la face opposée à l'impact (comme cela peut être observé expérimentalement) puisque cette partie subit un chargement de traction plane du fait de la flexion de l'éprouvette au cours de cette sollicitation. Au cours du chargement de traction quasi-statique post-impact, la zone contenant des **ruptures de torons n'évolue pas jusqu'à 50 %** de la contrainte à rupture prévue comme c'est le cas pour les mécanismes évoqués précédemment. Ensuite, elle évolue progressivement dans l'épaisseur de l'éprouvette. A partir d'environ 85 % de la contrainte maximale, lorsque la zone des ruptures de torons s'est entièrement propagée dans l'épaisseur, celle-ci se propage assez rapidement dans la largeur de l'éprouvette. Cette **propagation des ruptures de torons dans la largeur de l'éprouvette est associée à la chute de l'effort** sur la courbe de comportement et à la rupture de l'éprouvette. Le faciès de rupture obtenu par simulation est alors rectiligne et part de la zone d'impact comme observé expérimentalement.

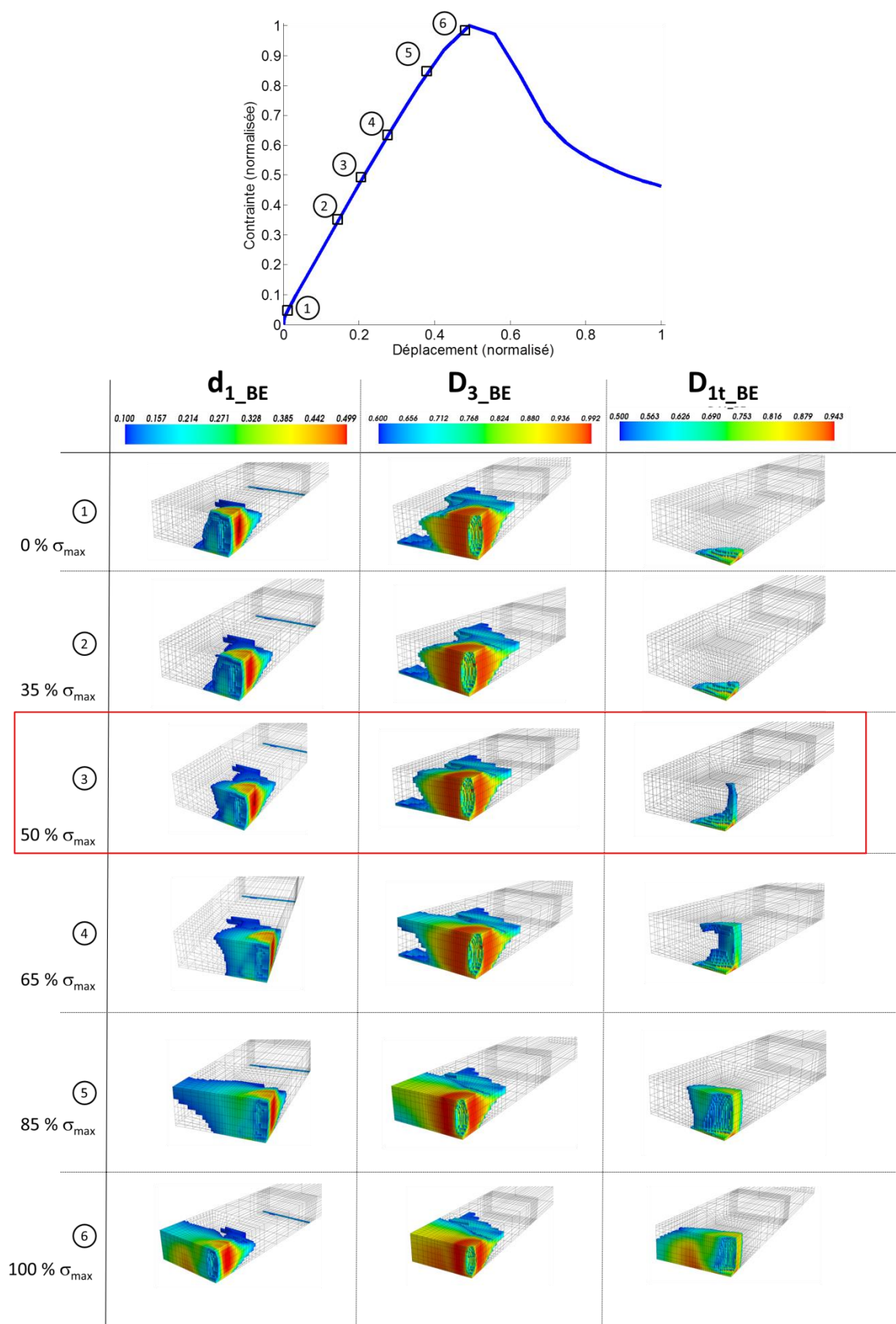


Figure 169 : Scénario d'évolution des endommagements obtenus par simulation (quart d'éprouvette) de la TAI 80 J (seuil de réamorçage autour de 50 % de la contrainte maximale)

Le scénario d'évolution des endommagements a également été contrôlé pour un plus bas niveau d'énergie incidente (40 J). Il est cohérent avec celui observé pour les niveaux d'énergie plus importants. Néanmoins, de légères différences sont à noter. La fissuration matricielle et les zones de décohésion inter-torons évoluent de la même manière que ce qui a été présenté précédemment mais ces deux modes d'endommagements évoluent ici de manière progressive tout au long de la sollicitation de TAI et ce, dès le début du chargement (Figure 170).

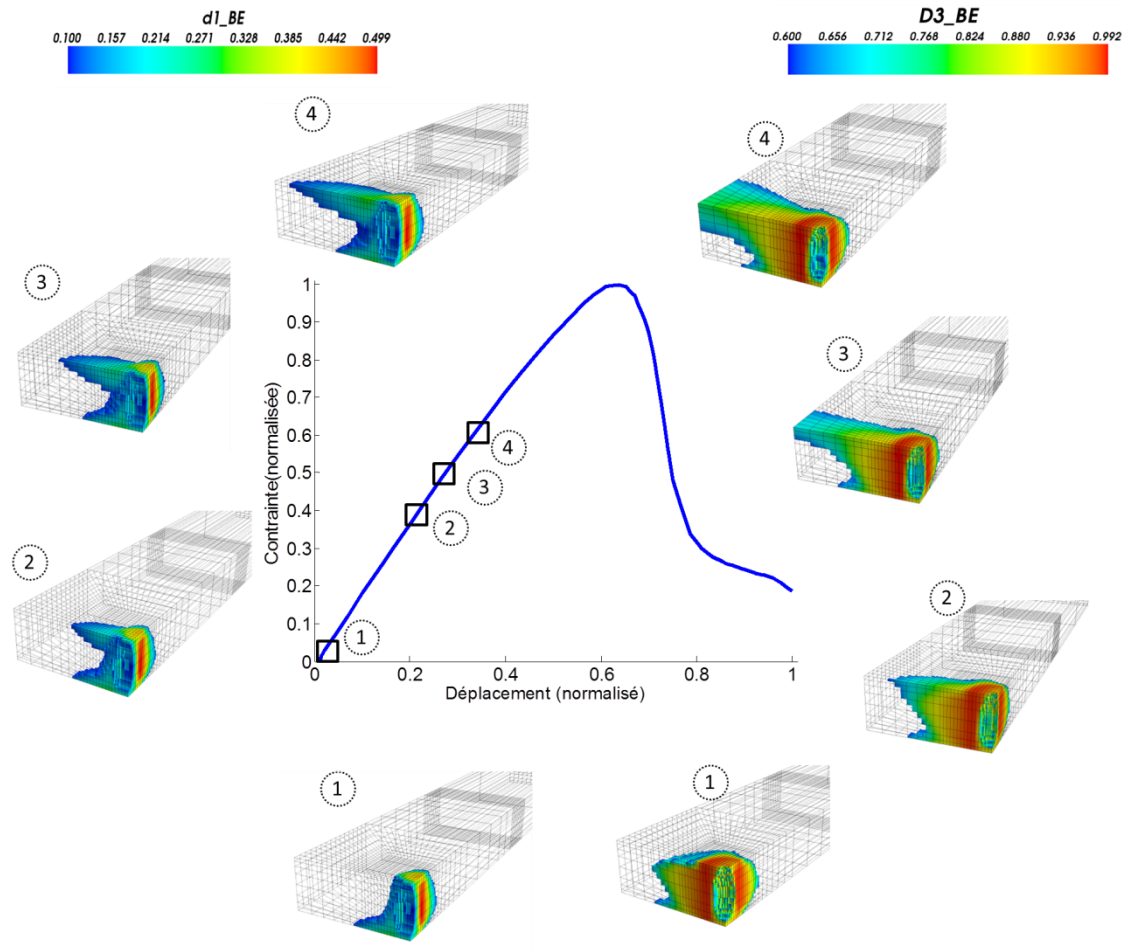


Figure 170 : Evolution de la fissuration matricielle et des décohésions inter-torons prévues par simulation (quart d'éprouvette) pour l'essai de TAI 40 J

On peut considérer que les zones concernées par les ruptures de torons s'étendent de manière significative à partir de 50 % de la contrainte à rupture (Figure 171) et sont responsables de la rupture de manière analogue à la description précédente. Toutefois, contrairement à la TAI pour un niveau d'énergie incidente élevée (80 J), la propagation des ruptures de torons se fait simultanément dans l'épaisseur et dans la largeur de l'éprouvette.

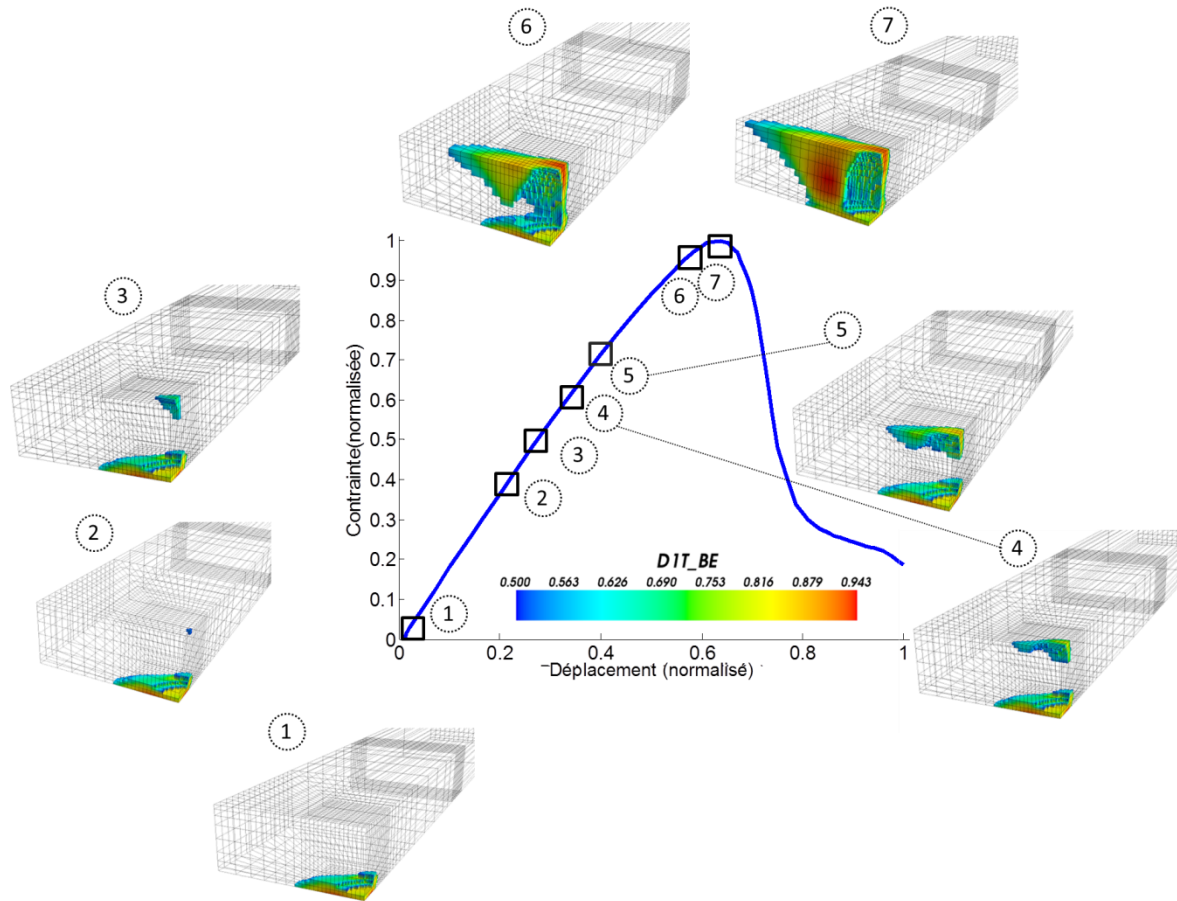


Figure 171 : Evolution des ruptures de torons prévues par simulation (quart d'éprouvette) pour l'essai de TAI 40 J

Pour les deux niveaux d'énergie incidente évoqués ici (80 J et 50 J), la prévision du comportement en TAI est illustrée en Figure 172. **Le comportement prévu est moins non-linéaire que celui observé expérimentalement** et l'influence des endommagements d'impact sur la non-linéarité semble faible dans les simulations. En effet, seule la raideur dans le domaine linéaire semble évoluer significativement entre les simulations pour les bas et pour les hauts niveaux d'énergie incidente (ce point sera discuté par la suite). Le manque de non-linéarité dans les simulations pourrait être dû à une prise en compte insuffisante des effets des ruptures de torons (D_{1t}) et/ou des décohésions inter-torons (D_3) dans l'identification sur le comportement plan de l'éprouvette mais la méthode de régularisation utilisée pourrait également en être la cause. Les variables représentatives des ruptures de torons présentent une loi d'évolution sans saturation et la méthode de l'effet retard peut ne pas permettre de délocaliser suffisamment l'endommagement afin d'obtenir le caractère progressif permettant l'installation d'une non-linéarité significative avant adoucissement. Comme en CAI, la prévision de la contrainte à rupture présente un écart à la valeur expérimentale pour les hauts niveaux d'énergie (12 % à 80 J) mais est en revanche très satisfaisante pour les plus bas niveaux.

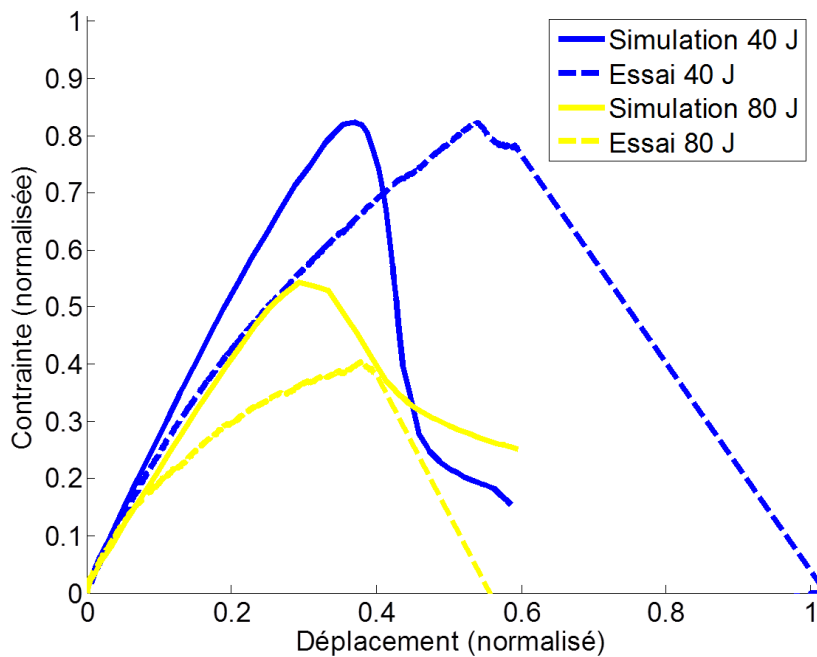


Figure 172 : Comparaison des courbes de comportement force/déplacement obtenues expérimentalement et par simulation pour la TAI 40 J et 80 J. Contrainte normalisée par la contrainte à rupture de l'éprouvette saine en traction

Il est intéressant de remarquer que pour l'essai de TAI à bas niveau d'énergie incidente (40 J), l'évolution de l'énergie cumulée obtenue par émission acoustique est progressive dès le début de l'essai et il est difficile d'établir un seuil de réamorçage des endommagements de manière précise. En revanche, un changement de pente indiquant une **évolution plus importante des événements acoustiques (Figure 155) est nettement visible à 50 % de la contrainte à rupture** pour l'essai à 40 J. Ce niveau de contrainte correspond à la contrainte à partir de laquelle **une extension significative des ruptures de torons est prévue par la simulation**. On peut donc faire le lien entre ces deux phénomènes et supposer que ce mode d'endommagement possède une forte signature acoustique. L'évolution progressive de l'énergie cumulée au début de l'essai peut être mise en relation avec le caractère progressif de la création de fissures matricielles et de décohésions observé dans la simulation. Ces deux mécanismes possèdent donc *a priori* une signature acoustique plus faible que les ruptures de torons, ce qui est attendu.

La vérification de la cohérence des mécanismes physiques ayant lieu dans les simulations a donc permis de valider la pertinence de la modélisation proposée, même si des manques subsistent encore. On a pu, de cette manière, compléter l'analyse expérimentale et proposer des scénarii d'endommagements. Ensuite, nous avons estimé par simulation les performances résiduelles en CAI et TAI puis comparé ces résultats aux données expérimentales. Ce point, qui constitue l'un des principaux objectifs de cette thèse, fait l'objet de la partie suivante.

V.5 Estimation des performances résiduelles

Les performances résiduelles statiques sont constituées de la **raideur résiduelle** (comportement) et de la **résistance résiduelle** (rupture). Nous nous sommes donc intéressés à ces deux grandeurs en comparant les prévisions du modèle aux données issues des essais.

V.5.1 Estimation de la perte de raideur engendrée par un défaut d'impact

Dans l'analyse expérimentale des essais post-impact, nous avons défini la raideur dans le domaine linéaire des éprouvettes endommagées. Ce même indicateur de comportement est calculé pour les simulations de CAI et de TAI.

V.5.1.1 Compression après impact

Les raideurs initiales pour la compression après impact sont montrées en Figure 173. On observe que les **pertes de raideurs prévues par le modèle par rapport à la raideur de la plaque saine sont faibles** (<10 %). La tendance à l'absence de perte de raideur significative en CAI observée expérimentalement est donc bien respectée. **L'écart entre les prévisions et les résultats expérimentaux est également satisfaisant** (<11 %) du fait de la dispersion sur les résultats expérimentaux qui semble être observée. De plus, comme cela a été évoqué précédemment avec la Figure 166, la faible non-linéarité de comportement observée en CAI est très bien reproduite par simulation. Le modèle proposé permet donc de prévoir correctement les comportements d'éprouvettes impactées soumises à un chargement de compression post-impact.

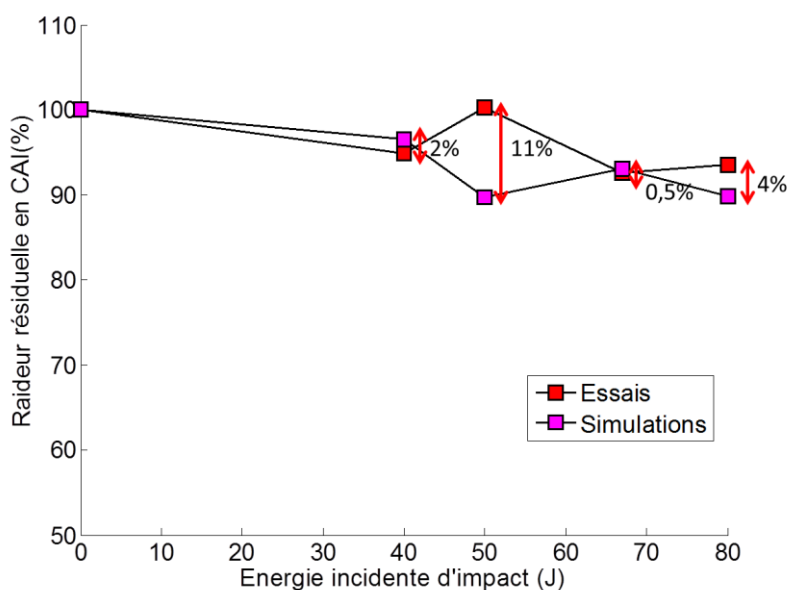


Figure 173 : Evolution de la raideur en CAI avec l'énergie d'impact incidente prévue par simulation et comparaison aux résultats expérimentaux

V.5.1.2 Traction après impact

Comme cela a été vu lors de l'analyse expérimentale, la perte de raideur est plus importante sous sollicitation de traction car les endommagements présents sont actifs (fissures matricielles ouvertes). Les prévisions de raideur sont présentées Figure 174. **Le modèle prévoit également des pertes de raideurs conséquentes (25 %) et les prévisions sont en bon accord avec les valeurs expérimentales.** L'écart entre calculs et essais reste inférieur à 8 % et la tendance est assez bien décrite compte tenu de la probable dispersion expérimentale. Les simulations sont donc capables de retranscrire correctement le comportement initial d'une éprouvette impactée. Les endommagements prévus par les simulations d'impact sont *a priori* physiquement représentatifs des endommagements induits par impact.

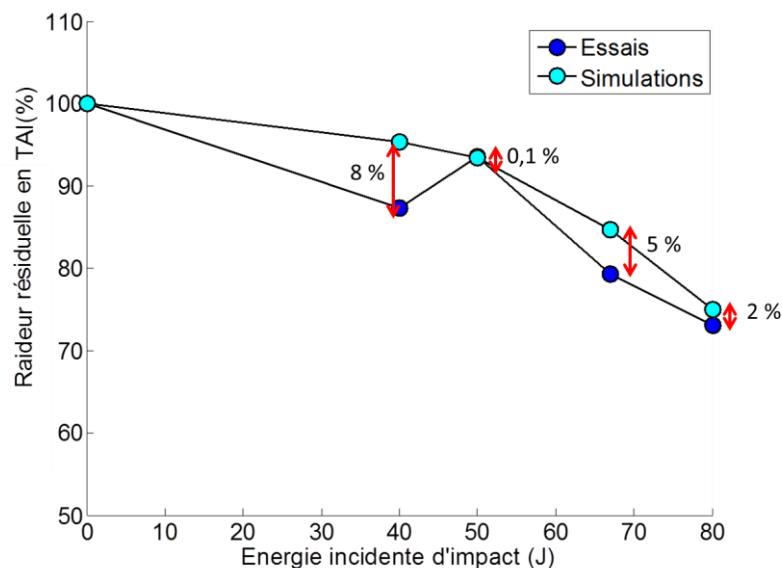


Figure 174 : Evolution de la raideur résiduelle en fonction de l'énergie incidente en TAI. Comparaison essais/calculs

Nous avons vu, en revanche, que la non-linéarité de comportement observée expérimentalement n'est pas suffisamment décrite par les simulations. Une piste d'amélioration réside dans la méthode de régularisation. Les fibres ont un rôle majeur dans la rigidité du matériau et la description de la rupture progressive des torons pourrait éventuellement être améliorée avec une autre méthode de régularisation.

V.5.2 Estimation de la perte de résistance engendrée par le défaut d'impact

La grandeur la plus utile dans le cadre du dimensionnement à l'impact des structures composites est la résistance résiduelle après impact (effort à rupture). C'est en particulier la résistance résiduelle en

compression après impact qui est généralement étudiée du fait de l'historique des composites stratifiés en aéronautique. De plus, les études dans le cadre du dimensionnement sont pour la plupart expérimentales et donc coûteuses. Un des objectifs principaux de la modélisation est d'étudier plus rapidement, plus facilement et à moindre coût des domaines difficilement accessibles expérimentalement. La chaîne de calcul mise en place dans cette thèse est un outil permettant de mener ce type d'étude. Ainsi, les mécanismes d'endommagement à l'impact présents dans les composites tissés interlocks mis en évidence au début de ce mémoire, ne permettent pas d'affirmer *a priori* le cas de sollicitation après impact dimensionnant pour ces matériaux. Beaucoup de configurations différentes peuvent assez facilement être testées virtuellement avec le modèle de cette étude (différentes configurations de compression, traction, flexion, ...). Nous avons choisi ici de confronter la sollicitation de traction après impact à la sollicitation de compression après impact classiquement étudiée, afin de déterminer quel chargement semble le plus critique pour le dimensionnement de matériaux tissés interlocks. La Figure 175 suggère la **pertinence de la sollicitation de TAI par rapport à celle de CAI**. En effet, les chutes de résistance obtenues sont bien plus importantes en traction (jusqu'à 48 % de la résistance initiale). Ces résultats sont cohérents avec les résultats expérimentaux présentés au début de ce chapitre.

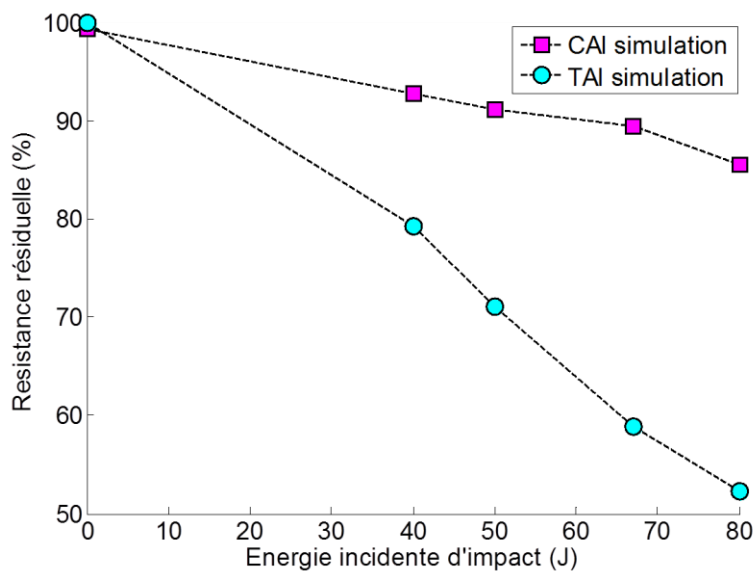


Figure 175 : Comparaison de résistances résiduelles obtenues par simulation en CAI et en TAI

Toutefois, il est important de rappeler que les éprouvettes de traction sont plus étroites que les éprouvettes de compression pour un même diamètre d'impacteur en raison de la capacité machine. Cela a donc une influence sur les résultats présentés ici. La confiance obtenue dans la chaîne de calcul peut néanmoins permettre de **tester virtuellement en TAI des éprouvettes de même largeur** que les éprouvettes de CAI afin de comparer les tendances et de confirmer celles présentées ci-dessus. Nous avons donc simulé des essais de TAI sur des plaques équivalentes aux plaques utilisées en CAI lors des essais de cette étude (largeur 70 mm). Les contraintes à rupture obtenues sont présentées en Figure 176. Les prévisions montrent que les pertes de résistance en TAI diminuent avec des éprouvettes plus larges. Cela est cohérent puisque la zone endommagée représente une partie moindre de l'éprouvette lorsque celle-ci est plus large. L'écart sur la baisse de performance

entre CAI et TAI se réduit donc dans des conditions entièrement similaires. L'influence de la largeur obtenue par simulation sur la résistance en TAI devrait être examinée plus en profondeur. Toutefois, la tendance d'une baisse plus importante en TAI qu'en CAI semble confirmée.

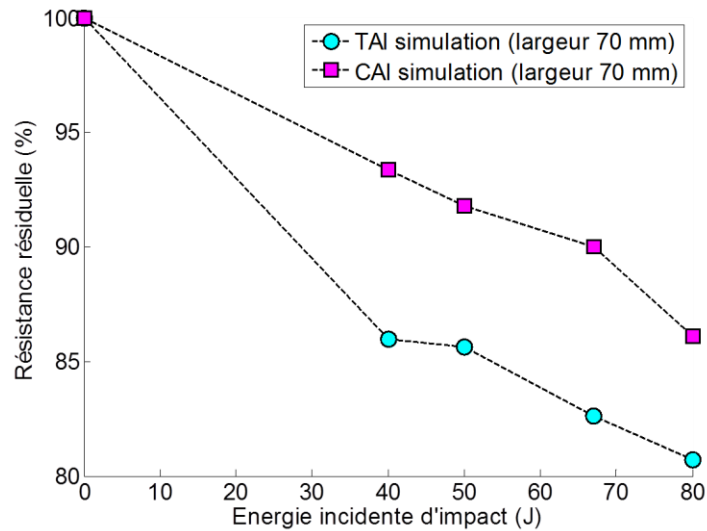


Figure 176 : Comparaison de résistances résiduelles obtenues par simulation en CAI et en TAI sur des éprouvettes de même largeur (70 mm)

La chaîne de modélisation a, par ailleurs, été utilisée pour effectuer des estimations quantitatives des résistances résiduelles en CAI obtenues expérimentalement. Celles-ci sont présentées sur la Figure 177.

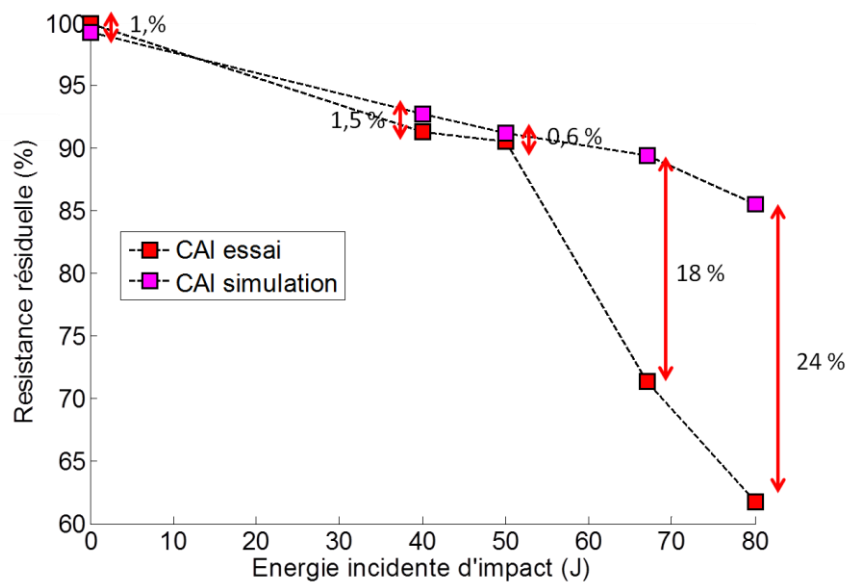


Figure 177 : Estimation des résistances résiduelles en CAI. Comparaison essais/calculs

Les prévisions sont en très bon accord avec les données issues des essais pour les faibles niveaux d'énergie. En revanche, un écart important se crée pour les plus hauts niveaux. Les données expérimentales montrent clairement un changement de tendance à partir d'une certaine énergie incidente. Ce changement de tendance n'est pas retranscrit par le modèle. Les mêmes conclusions s'appliquent en traction après impact (Figure 178). Toutefois, les écarts pour les plus hautes énergies sont moins marqués car le changement d'inflexion dans la tendance expérimentale est moins brutal qu'en compression (possiblement du fait de la flexion additionnelle locale pour les hauts niveaux en compression qui est absente en traction). Il est également important de noter que les événements de chocs basse vitesse caractéristiques de **chutes d'outils** se situent plutôt dans la gamme basse des énergies testées ici pour laquelle les prévisions de résistances résiduelles sont très satisfaisantes, aussi bien en compression qu'en traction.

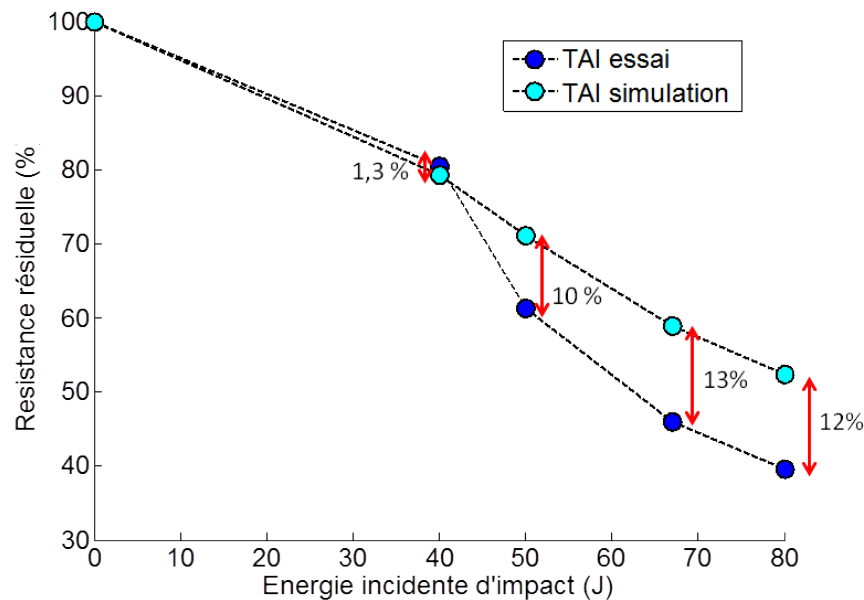


Figure 178 : Estimation des résistances résiduelles en TAI. Comparaison essais/calculs

Afin d'obtenir, dans la modélisation, le changement de tendance observé en CAI et en TAI, une piste envisagée serait de prendre en compte l'**influence de la fissuration matricielle (méso-dommages) sur le seuil d'amorçage des ruptures de torons (macro-dommages)**. En effet, les fibres constituant les torons peuvent être plus exposées si la zone matricielle aux alentours est fissurée. Cette interaction est en partie présente naturellement dans le modèle macroscopique de par les reports de charges (ce qui pourrait expliquer les légères inflexions dans les courbes de tendances obtenues par simulation en CAI et TAI). Toutefois, en incluant directement cet effet dans le modèle matériau, cela permettrait de choisir une loi d'évolution des seuils des macro-dommages en fonction des méso-dommages qui permette d'obtenir ce changement de tendance marqué (peu d'influence pour les faibles valeurs de méso-dommage et une influence plus importante pour les plus fortes valeurs).

Nous rappelons, de plus, que le seul recalage effectué sur ces essais est l'effet retard dont la valeur a été choisie de manière à obtenir la bonne contrainte à rupture dans les essais sur plaque saine. Le choix des paramètres liés à l'effet retard est délicat à effectuer car il influe à la fois sur la délocalisation de l'endommagement et sur la valeur de l'effort maximal (ainsi que sur la non-linéarité avec laquelle l'effort maximal est atteint). La délocalisation de l'endommagement est en soi un problème complexe car, dans un calcul structural, différentes évolutions des endommagements surviennent selon l'endroit et l'instant, et le temps caractéristique de l'effet retard, lui, est fixe. Une solution plus adaptée serait probablement une méthode de type « taux limité » (où l'on borne la vitesse d'évolution de l'endommagement au lieu de seulement la ralentir) ou une méthode « non-locale » déjà évoquée précédemment.

V.6 Synthèse

L'étude des performances résiduelles post-impact était le principal objectif de ces travaux de thèse. Peu d'études ont traité cette problématique pour les composites tissés interlocks, y compris expérimentalement. Nous avons donc commencé par évaluer les performances résiduelles du matériau interlock étudié avec des essais de compression après impact (CAI), comme cela est généralement entrepris pour les matériaux stratifiés d'unidirectionnels ou de tissés 2D (Chiu, Lai & Wu 2004). Toutefois, les mécanismes d'endommagement spécifiques du matériau interlock (pas de larges délaminages observés après impact) nous ont incités à également examiner la traction après impact (TAI). Les performances résiduelles auxquelles nous nous sommes intéressées concernent le comportement (raideur apparente de l'éprouvette) et la rupture (résistance résiduelle du matériau).

Afin d'étudier l'influence des endommagements induits par impact sur le comportement, nous avons utilisé un indicateur (la raideur) traduisant l'effet des endommagements générés lors de l'impact sur le comportement linéaire en statique. Nous avons également analysé l'influence sur la non-linéarité visible sur les courbes de comportement des éprouvettes pré-impactées. Pour les chargements de CAI, aucune réelle perte de raideur n'a été observée, que ce soit sur la partie linéaire ou non-linéaire. On explique cela par le fait que la plupart des endommagements induits par impact sont inactifs en compression (fermeture des fissures). En revanche, pour les chargements de TAI, une nette influence sur les raideurs est observée. La raideur élastique diminue logiquement avec l'énergie incidente d'impact et donc le niveau d'endommagement initial. La non-linéarité de comportement est également sensiblement impactée par la présence d'endommagements antérieurs au chargement de traction.

La résistance résiduelle est notablement affectée par la présence d'un défaut d'impact en compression mais aussi en traction. La résistance résiduelle est l'indicateur clé qui est usuellement utilisé pour évaluer la tolérance au dommage d'une structure composite. Les résultats obtenus ont montré des pertes de résistance plus importantes en traction qu'en compression. Cela confirme donc la nécessité de remettre en cause la démarche classique dans le cadre de ces matériaux présentant une architecture particulière et donc des endommagements diffus inhabituels en regard de ceux observés dans les composites stratifiés. On observe ainsi deux domaines distincts. Pour les plus faibles énergies incidentes, une perte « modérée » de la résistance est obtenue en compression et en

traction. Pour les niveaux d'énergie incidente plus importants, un changement de tendance est observé avec des pertes de résistance plus importantes. Il serait intéressant, au vu de ces résultats, de confirmer expérimentalement la plus grande sensibilité aux endommagements induits par impact en traction en utilisant des largeurs d'éprouvettes identiques en traction et en compression, de préférence avec des éprouvettes plus larges afin d'être plus représentatif des problèmes industriels. Cela n'a pas été possible ici en raison des capacités machines limitées disponibles pour ces essais. Cependant, nous avons utilisé le modèle de cette thèse afin d'effectuer ces comparaisons par simulation. Les tendances obtenues par simulations pour des éprouvettes de même largeur (70 mm) semblent confirmer la plus grande nocivité du chargement de TAI. Ces conclusions sont valables pour une sollicitation dans le sens de la chaîne, des essais dans le sens trame et/ou hors-axe à 45° permettraient de compléter cette étude.

L'évolution du modèle ODM-CMO en version 7, afin de retranscrire les mécanismes intervenant lors de la sollicitation d'impact, a permis de coupler la simulation de l'impact à la simulation post-impact dans une démarche de modélisation pour la prévision des performances résiduelles. Cette démarche offre des capacités prédictives intéressantes puisqu'il est possible de simuler différentes configurations, aussi bien d'impact que post-impact, sans avoir à créer un modèle spécifique à chaque cas. On pourrait alors tester numériquement les configurations qu'il n'a pas été possible de tester expérimentalement dans cette thèse par manque de temps, de matière et de moyens d'essais. Toutefois, cela requiert de vérifier la pertinence de la représentation des phénomènes physiques. Dans le chapitre précédent, nous l'avons vérifié dans le cas de l'impact. Dans ce chapitre, nous l'avons contrôlé dans le cadre de sollicitations quasi-statiques afin de s'assurer que les endommagements prévus lors de l'impact ont une influence réaliste lors d'une sollicitation différente de celle qui les a créés.

Ainsi, nous avons proposé à l'aide des modèles éléments finis mis en place, des scénarii d'endommagement et de ruine des éprouvettes impactées en CAI et TAI. Les hypothèses proposées ont été confrontées avec les observations expérimentales issues notamment de l'émission acoustiques pour l'évolution des endommagements ou des observations des faciès de rupture. Les tendances d'évolution semblent cohérentes avec les observations expérimentales tout comme les mécanismes induisant la rupture. Un seuil de réamorçage de l'endommagement initial est observé par simulation et expérimentalement. Toutefois, pour les plus hautes énergies d'impact, des discordances quantitatives sont mises en évidence. Il semble que le modèle ne permette pas suffisamment de prendre en compte les interactions entre les différents endommagements dont l'effet est spécifiquement observé à partir d'une certaine énergie incidente d'impact. Ces interactions sont, en revanche, bien décrites pour des énergies représentatives des petits chocs de maintenance telles que des chutes d'outils, ce qui était l'objectif initial de ce travail de thèse. La démarche de modélisation proposée permet de bien reproduire, du moins qualitativement, l'évolution des différents mécanismes d'endommagement jusqu'à la rupture de l'éprouvette. Pour réaliser des comparaisons plus quantitatives, des essais interrompus avec contrôle par μ -tomographie à différents niveaux de contraintes permettraient de confronter plus finement l'évolution des mécanismes d'endommagement prévus par simulation.

Ensuite, nous avons utilisé la chaîne développée pour estimer les performances résiduelles des éprouvettes préalablement impactées. L'identification du modèle reste inchangée par rapport à la

simulation de la sollicitation d'impact, à l'exception des modules élastiques et des paramètres de la méthode de régularisation numérique. Les modules d'Young sont différents en traction et en compression. Les modules de rigidité moyens (traction/compression) utilisés lors de l'impact sont remplacés par les modules, soit de traction, soit de compression suivant la sollicitation (CAI ou TAI) appliquée post-impact. Les temps de sollicitation étant très différents entre dynamique et statique, les temps caractéristiques de la méthode effet retard doivent être modifiés afin de régulariser correctement le problème et éviter la dépendance au maillage. Les temps caractéristiques de l'effet retard ont été identifiés de manière à obtenir les contraintes à rupture des plaques saines testées en traction et compression. L'indépendance des endommagements avec ces paramètres de l'effet retard au maillage a été vérifiée lors des simulations. Cette méthode de régularisation possède certaines limites, rendant l'identification peu aisée, notamment en présence de variables d'endommagement non-bornées. Le choix d'une méthode de régularisation alternative constitue clairement une des perspectives de ce travail mais nécessite un travail conséquent aussi bien d'un point de vue numérique qu'expérimental (comment identifier les paramètres en lien avec cette méthode de régularisation?).

Les prévisions des raideurs résiduelles montrent une perte très faible de raideurs dans le cas de la compression après impact. Cela semble cohérent avec les données expérimentales puisque le changement de raideur n'est *a priori* pas évident au vu de la probable dispersion expérimentale. Le comportement très faiblement non-linéaire en CAI est, de plus, très bien décrit par le modèle. L'évolution de la raideur en TAI est également bien décrite par le modèle. Le comportement non-linéaire en TAI est lui sous-estimé. Outre une meilleure identification des effets des ruptures de torons et des décohésions dans le plan, l'amélioration de la méthode de régularisation pourrait permettre d'accentuer la non-linéarité du comportement dans les simulations pour être plus proche du comportement non-linéaire expérimental.

Enfin, la prévision des résistances résiduelles montre un bon accord avec les données expérimentales en compression comme en traction dans la gamme basse des énergies testées, représentatives de la chute d'outils. L'écart aux résultats expérimentaux augmente pour les plus grandes énergies incidentes du fait d'un changement de tendance qui est peu retranscrit par le modèle, notamment en compression. Afin de mieux prendre en compte les interactions des endommagements matriciels sur les ruptures de torons pouvant expliquer ce changement de tendance, il peut être envisagé d'introduire une dépendance des seuils des macro-dommages aux méso-dommages, ce qui a été effectué lors de l'extension du modèle ODM-CMO en fatigue (Rakotoarisoa 2013).

Néanmoins, le modèle montre déjà des capacités prédictives intéressantes qui peuvent permettre d'obtenir des tendances et d'effectuer des études comparatives. De plus, il est désormais possible d'estimer numériquement les relations existantes entre énergie incidente, profondeur d'empreinte, zone endommagée et performances résiduelles. Des études inverses permettant par exemple de déterminer l'intensité du choc à l'origine d'une perte de résistance donnée peuvent également être envisagées.

Conclusion générale et perspectives

Bien que l'usage des matériaux composites dans l'industrie aéronautique soit maintenant assez répandu, des solutions composites alternatives et innovantes continuent de remplacer des solutions métalliques grâce notamment au dépassement de certaines limites qui ont longtemps été problématiques pour certaines applications structurales. Les composites utilisés pour les structures d'aéronefs sont pour beaucoup des composites stratifiés de plis unidirectionnels. Ce sont des composites sur lesquels l'industrie et la communauté scientifique ont acquis un certain recul sur de nombreux points au fil des années. La tenue à l'impact est l'un des principaux points critiques des structures en composites stratifiés expliquant que certaines parties exposées restent métalliques. Un petit choc (basse vitesse et énergie incidente) peut occasionner des dommages non négligeables pouvant réduire les performances de la structure de manière significative et pourtant ne pas générer de marques visibles en surface du matériau. Le dimensionnement en tolérance aux dommages impose que les endommagements non détectables visuellement (en dessous du Barely Visible Impact Damage) ne soient pas critiques pour les performances de la structure. Dans ce contexte, le dimensionnement à l'impact des structures composites s'appuie principalement sur des campagnes expérimentales lourdes visant à justifier l'abattement de propriétés en fonction de la détection visuelle du dommage.

Du fait de la faiblesse particulière des composites stratifiés aux petits chocs, ce point a fait l'objet d'une attention particulière depuis plusieurs années et un cadre pour l'étude de cette problématique a été défini. Les nombreuses études réalisées ont permis de mettre en évidence les mécanismes et scénarii d'endommagement dans ces matériaux lors de l'impact (Richardson & Wisheart 1996) (Abrate 1998) ainsi que les mécanismes conduisant à la ruine des stratifiés au cours de sollicitations post-impact (de Freitas & Reis 1998)(Rivallant et al. 2014). La plus grande perte de résistance est obtenue en Compression Après Impact (CAI) du fait de l'ouverture des délaminages introduits par l'impact. C'est pourquoi la CAI est la sollicitation exclusivement étudiée par beaucoup d'études. Grâce à ce recul sur les phénomènes physiques en cause, des approches de modélisation ont également pu être proposées dans le but de prévoir les performances résiduelles en CAI et ainsi apporter une aide précieuse au dimensionnement (Soutis & Curtis 1996). Une des approches les plus prometteuses en termes de possibilités consiste à prévoir les endommagements induits par impact pour ensuite prévoir les performances résiduelles induites par ces endommagements. Toutefois, peu d'études (González et al. 2012)(Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013) ont réussi à mettre en place cette démarche en raison notamment des difficultés numériques liées à la modélisation des endommagements induits (larges délaminages) lors de la sollicitation d'impact.

Outre une plus grande maîtrise, grâce notamment à la simulation, l'utilisation de matériaux composites plus tolérants à l'impact que les stratifiés usuels est également un axe de recherche. L'introduction récente de composites d'architecture tissée tridimensionnelle de type interlock par le groupe Safran a permis l'utilisation de solutions composites pour des structures fortement exposées à l'impact. Le recul sur ces matériaux récents est cependant moindre comparativement aux stratifiés. En raison du peu d'études sur la problématique de l'impact basse vitesse sur composites tissés

interlocks, les mécanismes d'endommagements sont moins bien appréhendés (Chen & Hodgkinson 2009). L'entrelacement des torons des différentes couches permet d'éviter la création de grands délaminages lors de l'impact. Cette différence notable avec les composites stratifiés remet en cause le cadre défini pour l'étude de l'impact sur matériaux composites. Toutefois, les composites tissés interlocks sont généralement étudiés de la même manière que les stratifiés (Chiu, Lai & Wu 2004). L'étude exclusive de la CAI notamment n'est pas nécessairement pertinente pour ces matériaux. Ce manque de recul explique l'absence de modèles de performances résiduelles pour les matériaux tissés interlocks et de modèles d'impact pertinents dans la littérature. Du fait de leur architecture, la modélisation mécanique mésoscopique (représentation explicite des torons) est bien adaptée à ces composites (Couégnat 2008). Cependant le calcul de structures avec de tels modèles est difficilement envisageable actuellement à cause de la taille des problèmes éléments finis engendrés. Le caractère diffus de l'endommagement dans les composites tissés interlocks (absence de grands délaminages) indique que les modèles basés sur la mécanique continue de l'endommagement sont particulièrement adéquats et adaptés au calcul de structure. Le modèle Onera Damage Model (ODM) appartient à cette catégorie (Marcin 2010).

Compte-tenu de ce contexte, le choix qui a été fait dans cette thèse est de mettre en place la démarche de modélisation consistant à prévoir les endommagements induits par impact pour prévoir la tenue résiduelle à partir d'un modèle basé sur la mécanique continue de l'endommagement. De cette manière, nous proposons un outil qui constitue une véritable aide au dimensionnement des structures tissés interlocks.

Dans ce but et en l'absence de suffisamment de sources bibliographiques (Chen & Hodgkinson 2009) (Kergomard, Dau & Heimbs 2011), il a d'abord été nécessaire de mettre en évidence les mécanismes d'endommagement à l'impact spécifiques aux matériaux tissés interlocks afin de les modéliser. Pour cela, des essais ont été réalisés à l'Onera à l'aide d'une tour de chute et d'un impacteur hémisphérique en acier. Un montage d'encastrement circulaire a été choisi afin de limiter la quantité de matière. Un second montage d'appuis sur rouleaux a été utilisé pour valider certaines conclusions effectuées avec le premier montage et pour tester ensuite des éprouvettes impactées en sollicitations quasi-statiques. Ces essais ont mis en évidence la présence d'une empreinte résiduelle de surface due à l'impact ainsi que des faciès d'endommagement caractéristiques. Les observations microscopiques ont montré la présence de fissures matricielles, de décohésions inter-torons et de quelques ruptures de torons de fibres. L'utilisation de modèles éléments finis couplés aux observations expérimentales a permis de montrer que les fissures matricielles et les décohésions inter-torons sont principalement dues aux cisaillements inter-laminaires présents dans le matériau. Les ruptures de torons et les fissures matricielles peuvent aussi s'expliquer par le chargement de traction plane sur la face opposée à l'impact. Cela a également permis de mettre en évidence une zone sous l'impacteur soumise à de fortes contraintes de tri-compression et pourtant faiblement endommagée expérimentalement. Nous avons attribué ce phénomène à l'effet renforçant de la pression hydrostatique sous l'impacteur. Enfin l'utilisation de la tomographie a permis de compléter les observations microscopiques planes et de montrer le caractère diffus de l'endommagement avec des décohésions peu étendues. Un essai de poinçonnement quasi-statique a montré que l'ensemble de ces mécanismes étaient similaires en dynamique basse vitesse et pour un chargement quasi-statique (à force maximale équivalente).

Le montage d'encastrement circulaire, qui a été utilisé, présente toutefois l'inconvénient d'être très rigide (épaisseur importante du matériau). Une perspective à ce travail de thèse serait de réaliser et analyser de la même manière des essais d'impact avec un montage plus souple afin d'être plus représentatif des problèmes industriels. Cela a en partie été effectué en réalisant les essais d'impact en appuis sur rouleaux mais des éprouvettes plus larges seraient préférables pour éviter les effets de bords. La capacité machine pour les essais de performances résiduelles qui ont suivi nous a obligé à limiter la largeur des éprouvettes de traction.

La mise en évidence des mécanismes d'endommagements à l'impact des composites tissés interlocks nous a orienté vers le choix du modèle de comportement matériau macroscopique ODM-CMO. En effet, les décohésions peu étendues observées, les différents mécanismes (fissures matricielles, rupture de torons) et la similitude au cas quasi-statique rendaient *a priori* ce modèle d'endommagement (mécanique continue de l'endommagement) pour composites tissés particulièrement adapté au matériau de l'étude et à notre démarche. Ce modèle possède des variables d'endommagement représentatives des fissures matricielles (méso-dommages), des endommagements hors-plan et des ruptures de torons (macro-dommages) lui conférant un caractère adoucissant permettant de prévoir la rupture. Cependant, ce modèle développé et validé pour des sollicitations statiques planes a dû être adapté afin de prévoir correctement les spécificités des endommagements générés par impact. Pour ce faire, nous avons comparé les résultats des calculs d'impact avec l'ancienne version du modèle aux observations expérimentales et apporté des modifications au modèle matériau lorsque cela était nécessaire. De plus, des efforts particuliers ont été fournis afin de rendre le modèle plus adapté à une utilisation en bureau d'études industriel (robustesse, identification, temps de calculs). Ainsi nous avons, dans la nouvelle version ODM-CMO-v7, modifié notamment le formalisme hors-plan indispensable pour modéliser l'impact. Celui-ci a été modélisé avec une seule variable d'endommagement (contre trois auparavant) puisqu'un seul mécanisme d'endommagement hors-plan (décohésions) a été mis en évidence lors de l'impact. L'absence d'endommagements significatifs observés dans la zone sous l'impacteur a été traduite en incluant l'effet de renforcement en tri-compression dans le calcul des forces motrices des ruptures de torons en compression. L'introduction de la notion de micro-dommages nous a, de plus, permis de borner la non-linéarité visqueuse en compression. En effet, les forts niveaux de contraintes sous l'impacteur induisaient, avec l'ancienne version, une non-linéarité visqueuse trop importante. Cela résultait en une « empreinte résiduelle » après impact essentiellement visqueuse. Avec le modèle matériau ODM-CMO-v7 l'empreinte résiduelle est principalement due aux déformations résiduelles liées aux méso-dommages.

L'introduction de ces micro-dommages et de leurs effets sur la viscosité sont des hypothèses de modélisation qui semblent cohérentes aux vues des observations expérimentales (à travers leurs effets principalement) (Hurmane 2015). Toutefois, des investigations expérimentales supplémentaires seraient nécessaires pour valider plus précisément leur présence et le formalisme utilisé.

Une autre perspective importante liée au développement du modèle réside dans la méthode de régularisation utilisée pour du calcul de structure. Le caractère adoucissant dû aux macro-dommages peut entraîner une localisation numérique de l'endommagement dans un élément ou une rangée d'éléments dans un calcul de structure. Pour éviter cela, nous avons utilisé une méthode de

régularisation par effet retard (Allix, Feissel & Thévenet 2003) qui consiste à ralentir l'évolution de l'endommagement car cette méthode est très simple à mettre en œuvre dans un code de calcul. Néanmoins, en l'absence de saturation sur les macro-dommages plans, le ralentissement de l'évolution de l'endommagement dans ce cas peut ne pas être suffisant pour régulariser le problème. Pour cela, on peut envisager d'utiliser une méthode dite de taux limité qui consiste cette fois, non pas à ralentir l'évolution de l'endommagement, mais à borner la vitesse de celle-ci. Une autre méthode possible est la méthode dite non-locale (Pijaudier-Cabot & Bazant 1987) qui consiste à introduire une longueur caractéristique afin de répartir l'endommagement sur une certaine distance. Cette dernière méthode est intrusive au code de calcul et nécessite le développement d'éléments spécifiques.

Le modèle matériau ODM-CMO-v7 ainsi développé a également été comparé aux observations expérimentales et les prévisions obtenues se sont montrées cohérentes avec les résultats d'essais. Il a donc ensuite été utilisé dans des simulations éléments finis d'impact afin de prévoir les endommagements induits. Les simulations mises en place ont été effectuées avec le code de calcul implicite commercial (Abaqus/Standard). L'absence de modèle de zones cohésives (généralement utilisés dans les modèles d'impact pour composites stratifiés pour représenter les larges délaminages) permet d'utiliser ce formalisme implicite ce qui est judicieux afin de réaliser par la suite des simulations quasi-statiques post-impact. Nous avons fait l'hypothèse que, les mécanismes étant similaires en dynamique basse vitesse et en quasi-statique, une identification cohérente statique/dynamique peut être effectuée. Les paramètres plans ont donc été identifiés à partir d'essais uni-axiaux quasi-statiques. Des essais de fluage ont été utilisés pour identifier la viscosité du modèle tandis que des essais de traction incrémentale ont permis d'identifier les paramètres liés aux méso-dommages. Les seuils de ruptures de torons ont été identifiés à partir d'essais de traction et compression monotones à rupture. En revanche, l'identification des paramètres hors-plan est plus délicate à effectuer. Nous nous sommes appuyés sur des essais quasi-statiques de flexion trois points (ILSS) qui génèrent un chargement de cisaillement inter-laminaire afin d'identifier les seuils d'amorçage des décohésions inter-torons en cisaillement. L'analyse de ce type d'essai requiert l'utilisation de modèle éléments finis ce qui alourdit donc l'identification. Du fait de la difficulté d'analyse de ce type d'essai, d'autres essais quasi-statiques sollicitant le matériau dans la direction hors-plan (flexion quatre points sur cornière) pourraient être effectués pour croiser les informations et obtenir une identification plus robuste. Afin d'identifier une loi d'évolution de l'endommagement hors-plan cohérente, nous avons utilisé un des essais d'impact réalisé et procédé par identification inverse. Cette méthode limite le caractère prédictif de la modélisation mais s'est avérée indispensable. En effet, nous avons d'abord essayé d'identifier la loi d'évolution à l'aide des essais de flexion trois points. Une identification très satisfaisante a pu être obtenue, comme montré sur la Figure 179. La simulation permet d'obtenir la création brutale d'une décohésion entraînant une chute de l'effort comme cela peut être observé expérimentalement. Cependant, le report de cette identification dans les calculs d'impact aboutit à des sous-estimations importantes du pic d'effort. Il n'a donc pas été possible d'obtenir une identification qui soit à la fois pertinente en quasi-statique et en dynamique sur ce point.

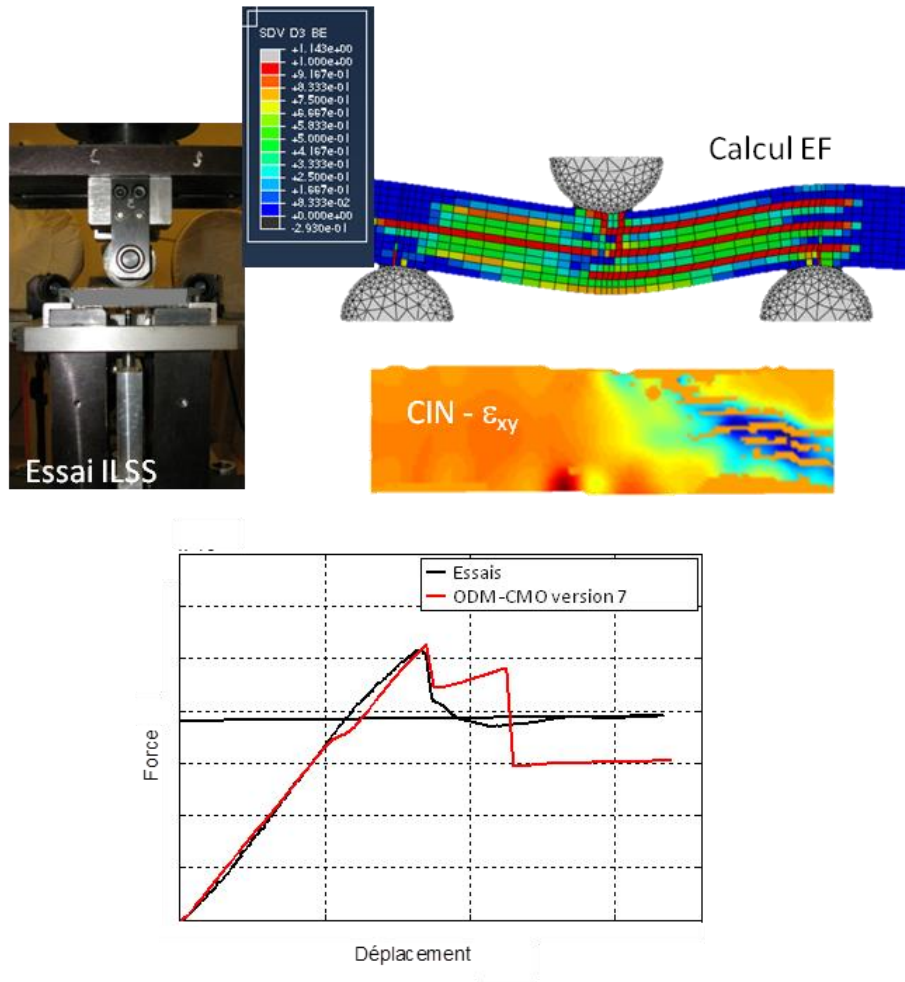


Figure 179 : Identification de la loi d'évolution du macro-dommage sur un essai de flexion trois points dans le sens trame

Une perspective importante à ce travail de thèse consiste à étudier cette cohérence d'identification statique/dynamique y compris pour les autres mécanismes d'endommagement. En effet, des études ont mis en avant l'influence notable du taux de déformation sur la réponse mécanique de composites à matrice polymère (Bahlouli et al. 2006). Des essais de caractérisation dynamique pourraient être entrepris à différentes vitesses de sollicitation afin de valider ou invalider l'hypothèse selon laquelle une identification unique est possible malgré tout pour ce matériau. La caractérisation dynamique du matériau est l'objet de la thèse de (Tran (A venir, 2016)) ainsi que de (Guldner et al. 2014). Bien que les mécanismes soient similaires, l'identification pourrait être différente. Cependant, il serait également intéressant de vérifier la cohérence de l'identification quasi-statique de l'évolution du macro-dommage hors-plan réalisée avec la flexion trois points, avec une identification réalisée avec une autre sollicitation quasi-statique hors-plan (cornière).

De manière plus générale, l'optimisation de l'identification par des procédures (semi-)automatiques est également un point qu'il serait intéressant d'étudier. En effet, en raison du nombre élevé de paramètres (malgré la diminution par rapport à la version précédente), il n'y a pas unicité de l'identification et deux utilisateurs peuvent obtenir à des identifications sensiblement différentes à partir du même essai.

En dépit de ces difficultés, nous avons pu obtenir une identification du modèle (par identification inverse) satisfaisante à la fois sur le comportement à l'impact et sur les zones endommagées prévues. Cette identification a été utilisée pour simuler l'ensemble des niveaux d'énergie testés avec le montage d'encastrement circulaire. Les prévisions de comportement à l'impact (force/temps) sont en bon accord avec les résultats expérimentaux tout comme les zones endommagées prévues. Une validation de la cohérence des prévisions est obtenue en simulant l'impact avec des conditions aux limites différentes. Les courbes de comportement force/temps prévues pour l'impact en appui sur rouleaux confirment cette tendance même si des écarts apparaissent pour les plus hauts niveaux d'énergie. Ces écarts pourraient être dus à des effets de bords non retranscrits par la simulation éléments finis. Enfin, les prévisions des profondeurs d'empreintes résiduelles obtenues pour le montage d'encastrement circulaire sont particulièrement proches des résultats expérimentaux. L'ensemble de ces résultats montre la capacité du modèle à prévoir efficacement les différents mécanismes d'endommagement induits par impact ainsi que leurs effets sur le comportement à l'impact. Cela valide la pertinence des mécanismes physiques du modèle et permet d'utiliser ces résultats pour estimer la nocivité des endommagements induits sur les performances quasi-statiques.

La prévision des performances résiduelles après impact des matériaux tissés interlocks constitue donc l'étape finale de la démarche. Puisque le modèle ODM-CMO-v7 est pertinent à la fois pour les sollicitations d'impact et les sollicitations quasi-statiques, il est possible d'utiliser l'état final de la simulation d'impact utilisant ODM-CMO-v7 comme état initial d'une simulation de sollicitation quasi-statique post-impact utilisant également le modèle ODM-CMO-v7. De plus, cette chaîne de calcul est facilitée par un formalisme implicite pour les deux types de sollicitations et l'usage du même code de calcul. Le modèle, basé sur des mécanismes physiques, doit être en mesure de retranscrire les effets observés lors des sollicitations post-impacts. Afin de valider la démarche de modélisation, des essais de performances résiduelles ont également été effectués. Nous avons commencé par étudier le cas de la compression après impact classiquement étudié pour les matériaux stratifiés d'unidirectionnels. Nous avons ensuite étudié la Traction Après Impact (TAI) pour comparer les pertes de propriétés obtenues. Des scénarii d'évolution des endommagements et de ruine ont été proposés en se basant sur les résultats obtenus par simulations éléments finis. Ces scénarii sont compatibles avec les observations expérimentales réalisées. En TAI, les seuils d'évolution des endommagements dans les simulations ont de plus une certaine cohérence avec les données d'émission acoustiques, indiquant la pertinence des mécanismes physiques prévus par le modèle. Afin de valider complètement les scénarii d'endommagements proposés, une analyse expérimentale plus poussée serait nécessaire, notamment des essais de CAI et TAI interrompus avec passage au μ -tomographie permettraient d'observer l'évolution des endommagements au cœur du matériau.

A la fois les essais et les simulations évoquent une perte plus importante de résistance en TAI qu'en CAI. Toutefois, les éprouvettes étant de largeurs différentes pour des raisons de capacité machine, des essais avec des éprouvettes de même largeur (de préférence plus larges) devraient être entrepris suite à cette thèse. L'évolution des résistances résiduelles (en traction et en compression après impact) est bien décrite par simulation au moins de manière qualitative. La comparaison quantitative des prévisions de résistances résiduelles en CAI et TAI, objectif final de ces travaux, s'est avérée très satisfaisante pour les plus faibles niveaux d'énergie qui sont de l'ordre de grandeur de ceux d'une chute d'outil lors de la maintenance. Cela montre ainsi la cohérence de l'ensemble de la démarche

de modélisation. En revanche, un changement de tendance est observé expérimentalement à partir d'une certaine énergie incidente avec une chute plus importante de la résistance. Cette chute plus importante de résistance n'est pas retranscrite quantitativement par le modèle. L'interaction des endommagements matriciels avec les ruptures de torons pourraient expliquer ce point par report de charge local à l'échelle mésoscopique. Cet effet est pris en compte dans une certaine mesure dans les simulations par les reports de charge mais à l'échelle macroscopique, ce qui ne permet pas de retranscrire les effets observés expérimentalement. Cependant, afin de mieux le décrire, une perspective de l'étude est d'ajouter une dépendance, dans le modèle matériau, des seuils des macro-dommages aux méso-dommages.

La démarche de modélisation mise en place ici peut déjà être utilisée pour des gammes basses d'énergie ou afin d'obtenir des tendances. Elle peut notamment être utilisée pour déterminer les chargements les plus nocifs après impact. Dans cette thèse, nous avons comparé des sollicitations de compression et traction après impact dans le sens chaîne. Des sollicitations de flexion ou de compression rotulée peuvent également être étudiées au moyen de la chaîne de calcul afin de déterminer leur criticité, tout comme des sollicitations de traction ou de compression dans le sens trame ou hors axes à 45° où les endommagements matriciels et la viscoélasticité de la matrice jouent un rôle primordial sur le comportement et la rupture.

Une des possibilités qu'offre la présente chaîne de calcul impact/post-impact est de pouvoir établir numériquement les relations entre l'énergie incidente, la profondeur d'empreinte, la zone endommagée et la résistance résiduelle. Ces relations peuvent ensuite être utilisées dans le cadre du dimensionnement de structures composites.

Une autre perspective importante de ce travail de thèse est l'étude de la stabilité d'un défaut d'impact sous chargement cyclique. En effet, la forte tenue à l'impact de ce type de structure nécessite de repenser leur dimensionnement. Ainsi, si la TAI semble plus pertinente à étudier que la CAI, la tenue en fatigue peut prendre une importance particulière pour ces matériaux tolérants aux dommages. Les travaux de (Rakotoarisoa 2013) ont consisté à étendre le modèle ODM-CMO à la prévision de la durée de vie. L'utilisation de ce modèle de fatigue couplé avec l'approche développée ici pourrait permettre de prévoir l'endommagement induit par impact, sa stabilité sous chargement cyclique, puis la tenue statique de l'éprouvette au bout de N cycles. Enfin, tous les couplages possibles entre ces trois types de chargements (impact, cyclique, statique) pourraient être investigués dans le cadre de travaux futurs, les différentes briques de modélisation étant mises en place aujourd'hui.

Bibliographie

- Abrate, S 1998, *Impact on composites structures*, Cambridge University Press.
- Adanur, S & Liao, T 1998, '3D modeling of textile composite preforms', *Composites: Part B*, vol 29B, pp. 787-793.
- Ali Kouchakzadeh, M & Sekine, H 2000, 'Compressive buckling analysis of rectangular composite laminates containing multiple delaminations', *Composite Structures*, vol 50, pp. 249-255.
- Allix, O, Feissel, P & Thévenet, P 2003, 'A delay damage mesomodel of laminates under dynamic loading: basic aspects and identification issues', *Computers and Structures*, vol 81, no. 12, pp. 1177-1191.
- Allix, O & Ladevèze, P 1992, 'Interlaminar interface modelling for the prediction of delamination', *Composites Structures*, vol 22, no. 4, pp. 235-242.
- Ansar, M, Xinwei, W & Chouwei, Z 2011, 'Modeling strategies of 3D woven composites: A review', *Composite Structures*, vol 93, pp. 1947-1963.
- Aoki, Y, Kondo, H & Hatta, H 2007, 'Effect of delamination propagation on mechanical behavior in compression after impact', *Proceedings of the Sixteenth International Conference on Composite Materials*, Kyoto (Japan).
- Asp, LE, Nilsson, S & Singh, S 2001, 'An experimental investigation of the influence of the delamination growth on the residual strength of impacted laminates', *Composites: Part A*, vol 32, pp. 1229-1235.
- Aymerich, F & Meili, S 2000, 'Ultrasonic evaluation of matrix damage in impacted composite laminates', *Composites: Part B*, vol 31, pp. 1-6.
- Bahei-El-Din, YA & Zikry, MA 2003, 'Impact-induced deformation fields in 2D and 3D woven composites', *Composites Science and Technology*, vol 63, pp. 923-942.
- Bahlouli, N, Pessey, D, Ahzi, S & Rémond, Y 2006, 'Mechanical behavior of composite based polypropylene: Recycling and strain rate effects', *Journal de Physique IV France*, vol 134, pp. 1319-1323.
- Ballère, L, Viot, P, Lataillade, JL, Guillaumat, L & Cloutet, S 2009, 'Damage tolerance of impacted curved panels', *International Journal of Impact Engineering*, vol 36, no. 2, pp. 243-253.
- Baranger, E, Cluzel, C, Guidault, PA & Allix, O 2009, 'Modelling of the behaviour of aramid folded cores up to global crushing', *Proceedings of the 17th International Conference on Composite Materials*, Edinburgh.
- Baucom, JN & Zikry, MA 2005, 'Low-velocity impact damage progression in woven E-glass composite systems', *Composites: Part A*, vol 36, pp. 658-664.
- Baucom, JN, Zikry, MA & Rajendran, AM 2006, 'Low-velocity impact damage accumulation in woven S2-glass composite systems', *Composites Science and Technology*, vol 66, pp. 1229-1238.

- Belingardi, G & Vadori, R 2002, 'Low velocity impact tests of laminate glass-fiber-epoxy matrix composite material plates', *International Journal of Impact Engineering*, vol 27, pp. 213-229.
- Berthe, J 2013, 'Comportement thermo-visco-elastique des composites CMO - De la statique à la dynamique grande vitesse', Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Lille.
- Bibo, GA & Hogg, PJ 1996, 'Review The role of reinforcement architecture on impact damage mechanisms and post-impact compression behavior', *Journal of materials science*, vol 31, pp. 115-1137.
- Bouvet, C, Castanié, B, Bizeul, M & Barrau, JJ 2009, 'Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements', *International Journal of Solids and Structures*, vol 46, pp. 2809-2821.
- Bouvet, C, Rivallant, S & Barrau, JJ 2012, 'Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation', *Composites Science and Technology*, vol 72, pp. 1977-1988.
- Cai, Z, Yu, JZ & Ko, FK 1994, 'Formability of textile preforms for composite applications. Part 2: Evaluation experiments and modelling', *Composites Manufacturing*, vol 5, no. 2, p. 123_132.
- Cantwell, WJ, Curtis, PT & Morton, J 1986, 'An assessment of the impact performance of CFRP reinforced with high-strain carbon fibres', *Composites Science and Technology*, vol 25, pp. 133-148.
- Cantwell, WJ & Morton, J 1991, 'The impact resistance of composite materials - a review', *Composites*, vol 22, no. 5, pp. 347-362.
- Carrere, N, Laurin, F & Maire, JF 2012, 'Micromechanical-based hybrid mesoscopic 3D approach for non-linear progressive failure analysis of composite structures', *Journal of Composite Materials*, vol 46, pp. 2389-2415.
- Chambard, JP, Jaminion, S, Tazeroualti, M, Galerne, C & Hild, F 2009, 'Mesure de champs de déplacements 3D par corrélation d'images - Etude métrologique et application sur structures composites', *Compte-rendus des 16èmes Journées Nationales des Composites*, Toulouse (France).
- Charrier, JS 2013, 'Développement de méthodologies dédiées à l'analyse robuste de la tenue de structures composites sous chargements complexes tridimensionnels', Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers.
- Chen, F & Hodgkinson, JM 2009, 'Impact behaviour of composites with different fibre architecture.', *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol 223, pp. 1009-1017.
- Chiu, CH, Lai, MH & Wu, CM 2004, 'Compression failure mechanisms of 3-D angle interlock woven composites subjected to low-energy impact', *Polymers and Polymer Composites*, vol 12, no. 4, pp. 309-320.
- Couégnat, G 2008, 'Approche multiéchelle du comportement mécanique de matériaux composites à renfort tissé', Thèse de doctorat, Université Sciences et Technologies Bordeaux I.
- Cousigné, O, Moncayo, D, Coutellier, D, Camanho, P & Naceur, H 2014, 'Numerical modeling of nonlinearity, plasticity and damage in CFRP-woven composites for crash simulations', *Composite Structures*, vol 115, pp. 75-88.

- Cousigné, O, Moncayo, D, Coutellier, D, Camanho, P, Naceur, H & Hampel, S 2013, 'Development of a new nonlinear numerical material model for woven composite materials accounting for permanent deformation and damage', *Composite Structures*, vol 106, pp. 601-614.
- Craven, R, Iannucci, L & Olsson, R 2011, 'Homogenised non-linear soft inclusion for simulation of impact damage in composite structures', *Composite Structures*, vol 93, pp. 952-960.
- Curtis, PT & Bishop, SM 1984, 'An assessment of the potential of woven carbon fibre-reinforced plastics for high performance applications', *Composites*, vol 15, no. 4, pp. 259-265.
- Dassault Systemes 2011, 'Abaqus Keywords Reference Manual', in *Abaqus v6.11*.
- Dassault Systemes 2011, 'Abaqus User Subroutines Reference Manual - UMAT', in *Abaqus v6.11*.
- de Freitas, M & Reis, L 1998, 'Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact', *Composite Structures*, vol 42, pp. 365-373.
- de Freitas, M, Silva, A & Reis, L 2000, 'Numerical evaluation of failure mechanisms on composite specimens subjected to impact loading', *Composites : Part B*, vol 31, pp. 199-207.
- de Moura, MFSF & Gonçalves, JPM 2004, 'Modelling the interaction between matrix cracking and delamination in carbon-epoxy laminates under low velocity impact', *Composites Science and Technology*, vol 64, pp. 1021-1027.
- de Moura, MFSF, Gonçalves, JPM, Marques, AT & Castro, PMST 2000, 'Prediction of compressive strength of carbon-epoxy laminates containing delamination by using a mixed-mode damage model', *Composite Structures*, vol 50, pp. 151-157.
- Deü, JF & Allix, O 1997, 'Delayed damage modelling for fracture prediction of laminated composites under dynamic loading', *Engineering Transaction*, vol 45, pp. 29-46.
- Dexter, HB 1998, 'Development of textile reinforced composites for aircraft structures', *4th International Symposium for Textile Composites*, Kyoto, Japan.
- Donadon, MV, Iannucci, L, Falzon, BG, Hodgkinson, JM & de Almeida, SFM 2008, 'A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage', *Computers and Structures*, vol 86, pp. 1232-1252.
- El Hage, C 2006, 'Modélisation du comportement élastique endommageable de matériaux composites à renfort tridimensionnel', Thèse de doctorat, Université de technologie de Compiègne.
- Elias, A 2011, 'Analyse de la nocivité des défauts d'impact dans les structures composites stratifiées', Rapport de stage de fin d'études, Onera / ENSEIRB-MATMECA.
- Evans, AG 1978, 'Kinking as a mode of structural degradation in carbon fiber composites', *Acta Metallurgica*, vol 26, no. 5, pp. 725-738.
- Ewards, T 2008, 'Composite materials revolutionise aerospace engineering', *Ingenia*, no. 36, pp. 25-28.
- Fagiano, C, Genet, M, Baranger, E & Ladevèze, P 2014, 'Computational geometrical and mechanical modeling of woven ceramic composites at the mesoscale', *Composite Structures*, vol 112, pp. 146-156.
- Falconnet, D, Bourban, PE, Pandita, S, Manson, JAE & Verpoest, I 2002, 'Fracture toughness of weft-knitted fabric composites', *Composites: Part B*, vol 33, pp. 579-588.

- Feld, N, Allix, O, Baranger, E & Guimard, JM 2012, 'A micromechanics-based mesomodel for unidirectional laminates in compression up to failure', *Journal of Composite Materials*, vol 46, no. 23, pp. 2893-2909.
- Feld-Payet, S 2010, 'Amorçage et propagation de fissures dans les milieux ductiles non locaux', Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris.
- Gasser, A, Ladevèze, P & Poss, M 1996, 'Damage mechanisms of a woven SiC/SiC composite: modelling and identification', *Composites Science and Technology*, vol 56, pp. 779-784.
- Gerlarch, R, Siviour, CR, Wiegand, J & Petrinic, N 2012, 'In-plane and through-thickness properties, failure modes, damage and delamination in 3D woven carbon fibre composites subjected to impact loading', *Composites Science and Technology*, vol 72, pp. 397-411.
- Germain, N 2006, 'Modélisation non locale de l'endommagement dans les structures composites', Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris.
- Ghasemi Nejjad, MN & Parvizi-Majidi, A 1990, 'Impact behavior and damage tolerance of woven carbon fibre-reinforced thermoplastic composites', *Composites*, vol 21, no. 2, pp. 155-168.
- Ghasemnejad, H, Furquan, ASM & Mason, PJ 2010, 'Charpy impact damage behavior of single and multi-delaminated hybrid composite beam structures', *Materials and Design*, vol 31, pp. 3653-3660.
- Ghelli, D & Minak, G 2011, 'Low velocity impact and compression after impact tests on thin carbon/epoxy laminates', *Composites: Part B*, vol 42, pp. 2067-2079.
- González, EV, Maimí, P, Camanho, PP, Lopes, CS & Blanco, N 2011, 'Effect of ply clustering in laminated composite plates under low-velocity impact loading', *Composites Science and Technology*, vol 71, pp. 805-817.
- González, EV, Maimí, P, Camanho, PP, Turon, A & Mayugo, JA 2012, 'Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates', *Composite Structures*, vol 94, pp. 3364-3378.
- Guédra-Degeorges, D 2006, 'Recent advances to assess mono- and multi-delaminations behavior of aerospace composites', *Composites Science and Technology*, vol 66, pp. 796-806.
- Guillaumat, L 2000, 'Aide au pré-dimensionnement de structures composites impactées', *Mécanique & Industries*, vol 1, no. 3, pp. 235-240.
- Guldner, JC, Rozycki, P, Gornet, L, Cartraud, P & Marcin, L 2014, 'Numerical modelling of strain rate effects on a woven composite fabric', *Proceedings of the 16th European Conference on Composite Materials*, Seville.
- Halm, D & Dragon, A 1996, 'A model of anisotropic damage by mesocrack growth; Unilateral effect', *International Journal of Damage Mechanics*, vol 5, no. 4, pp. 384-402.
- Hassan, MA, Naderi, S & Bushroa, AR 2014, 'Low-velocity impact damage of woven fabric composites: Finite element simulation and experimental verification', *Materials and Design*, vol 53, pp. 706-718.
- Hautier, M 2010, 'Analyse des réparations des matériaux composites: mise en oeuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique', Thèse de doctorat, Université Toulouse 3 Paul Sabatier.

- Heimbs, S, Van Den Broucke, B, Duplessis Kergomard, Y, Dau, F & Malherbe, B 2012, 'Rubber impact on 3D textile composites', *Applied Composite Materials*, vol 19, pp. 275-295.
- Henry, J, Aboura, Z, Khellil, K & Otin, S 2011, 'Suivi de l'endommagement en fatigue d'un composite à renfort interlock carbone/epoxy par émission acoustique', *Compte-rendus des 17èmes Journées Nationales sur les Composites*, Poitiers.
- Hinton, MJ & Kaddour, AS 2013, 'Triaxial test results for fibre-reinforced composites : The Second World-Wide Failure Exercise benchmark data', *Journal of Composite Materials*, vol 47, pp. 653-678.
- Hongkarnjanakul, N, Bouvet, C & Rivaillant, S 2013, 'Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure', *Composite Structures*, vol 106, pp. 549-559.
- Huchette, C, Vandellos, T & Laurin, F, 'Influence of intralaminar damage on the delamination crack evolution', in A Riccio (ed.), *Damage growth in composites*, Springer.
- Hufenbach, W, Marques Ibrahim, F, Langkamp, A, Böhm, R & Hornig, A 2008, 'Charpy impact tests on composite structures - An experimental and numerical investigation', *Composites Science and Technology*, vol 68, pp. 2391-2400.
- Hurmane, A 2015, 'Analyse par un dialogue essais/calculs de la tenue en compression de structures composites tissées interlocks', Thèse de doctorat, Université de Technologie de Compiègne.
- Hurmane, A, Irisarri, FX, Laurin, F, Leclercq, S & Benzeggagh, M 2014, 'Strength analysis of woven interlock composite subjected to compressive loading : experiments and simulations', *Proceedings of the 16th European Conference on Composite Materials*, Seville.
- Hurmane, A, Irisarri, FX, Laurin, F, Leclercq, S & Benzeggagh, M 2015, 'Analyse de la tenue de plaques trouées composites tissées interlocks sous sollicitations de compression au moyen d'un dialogue essais/calculs', *Compte rendus des 19èmes Journées Nationales sur les Composites*, Lyon.
- Johnson, AF, Pickett, AK & Rozycki, P 2001, 'Computational methods for predicting impact damage in composite structures', *Composites Science and Technology*, vol 61, pp. 2183-2192.
- Kaminski, M, Elias, A, Laurin, F & Maire, JF 2011, 'Analyse de la nocivité des défauts induits de type impact sur les performances résiduelles des structures composites', *Compte-rendus des 17èmes Journées Nationales sur les Composites*, Poitiers.
- Kergomard, YD, Dau, F & Heimbs, S 2011, 'Choc mou basse énergie sur composite interlock 3X: approche expérimentale et numérique', *Compte-rendus des 17èmes Journées Nationales des Composites*, Poitiers (France).
- Kondo, H, Aoki, Y, Hiraoka, K & Hatta, H 2007, 'Residual indentation, delamination area and CAI strength of CFRP laminates under low-velocity impact', *16th International Conference on Composite Materials*, Kyoto (Japan).
- Ladeveze, P & LeDantec, E 1992, 'Damage modelling of the elementary ply for laminated composites', *Composites Science and Technology*, vol 43, pp. 257-267.
- Laurin, F 2005, 'Approche multiéchelle des mécanismes de ruine progressive des matériaux stratifiés et analyse de la tenue de structures composites', Thèse de doctorat, Université de Franche-Comté.

- Laurin, F, Charrier, JS, Lévêque, D, Maire, JF, Mavel, A & Nuñez, P 2012, 'Determination of the properties of composite materials thanks to digital image correlation measurements', *Procedia IUTAM*, vol 4, pp. 106-115.
- Laurin, F, Paulmier, P & Irisarrri, FX 2013, 'Analyse des essais de compression sur cubes tissés interlocks épais', Rapport technique, DMSC, Onera, RT2/22093.
- Lekhnitskii, SG 1968, *Anisotropic plates*, Science Publishers, New York.
- Li, Z, Sun, B & Gu, B 2010, 'FEM simulation of 3D angle-interlock woven composite under ballistic impact from unit cell approach', *Computational Materials Science*, vol 49, pp. 171-183.
- Lopes, CS, Camanho, PP, Gürdal, Z, Maimí, P & González, EV 2009, 'Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations', *Composites Science and Technology*, vol 69, pp. 937-947.
- Lou, Y & Schapery, R 1969, 'Viscoelastic behavior of a nonlinear fiber reinforced plastic', Rapport technique, Purdue University, AMFL-TR-68-90.
- Luycker, ED, Morestin, F & Boisse, P 2009, 'Simulation of 3D interlock composite preforming', *Composite Structures*, vol 88, pp. 615-623.
- Maimí, P, Camanho, PP, Mayugo, JA & Dávila, CG 2007, 'A continuum damage model for composite laminates: Part I. Constitutive model', *Mechanics of Materials*, vol 39, no. 10, pp. 897-908.
- Maire, JF 1992, 'Etude théorique et expérimentale du comportement de matériaux composites en contraintes planes', Thèse de doctorat, Université de Franche-Comté.
- Maire, JF & Chaboche, JL 1997, 'A new formulation of continuum damage mechanics (CDM) for composite materials', *Aerospace Science and Technology*, vol 4, pp. 247-257.
- Maire, JF & Lesne, PM 1998, 'An explicit damage model for the design of composites structures', *Composites Science and Technology*, vol 58, pp. 773-778.
- Marcin, L 2010, 'Modélisation du comportement de l'endommagement et de la rupture de matériaux composites à renforts tissés pour le dimensionnement robuste de structure', Thèse de doctorat, Université Bordeaux I.
- Mateos, M, Gornet, L, Rozycki, P & Aretxabaleta, L Juin 2014, 'Hysteretic shear behaviour of fibre-reinforced composite laminates', *Proceedings of the 16th European Conference on Composite Materials*, Seville.
- McCombe, GP, Rouse, J, Trask, RS, Withers, PJ & Bond, IP 2012, 'X-ray damage characterisation in self-healing fibre reinforced polymers', *Composites: Part A*, vol 43, pp. 613-620.
- Mendes, PAAE & Donadon, MV 2014, 'Numerical prediction of compression after impact behavior of woven composite laminates', *Composite Structures*, vol 113, pp. 476-491.
- Minak, G & Ghelli, D 2008, 'Influence of diameter and boundary conditions on low velocity impact response of CFRP circular laminated plates', *Composites: Part B*, vol 39, pp. 962-972.
- Mitrevski, T, Marshall, IH & Thomson, R 2006, 'The influence of impactor shape on the damage to composite laminates', *Composites Structures*, vol 76, pp. 116-122.
- Naik, NK & Ramasimha, R 2001, 'Estimation of compressive strength of delaminated composites', *Composite Structures*, vol 52, pp. 199-204.

- Nyman, T, Bredberg, A & Schon, J 2000, 'Equivalent damage and residual strength for impact damaged composite structures', *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol 19, pp. 428-448.
- Olsson, R 2000, 'Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates', *Composites Part A*, vol 31, pp. 879-887.
- Pailhes, J, Camus, G & Lamon, J 2002, 'A constitutive model for the mechanical behavior of a 3D C/C composite', *Mechanics of Materials*, vol 34, pp. 161-177.
- Pijaudier-Cabot, G & Bazant, ZP 1987, 'Nonlocal damage theory', *Journal of engineering mechanics*, vol 113, no. 10, pp. 1512-1533.
- Pinho, ST, Dávila, CG, Camanho, PP, Iannucci, L & Robinson, P 2005, 'Failure models and criteria for FRP under in-plane or three-dimensional stress states including shear non-linearity', Rapport technique, NASA, NASA/TM-2005-213530, Langley Research Center, Hampton.
- Potel, C, Chotard, T, de Belleval, JF & Benzeggah, M 1998, 'Characterization of composite materials by ultrasonic methods: modelization and application to impact damage', *Composites: Part B*, vol 29B, pp. 159-169.
- Puhui, C, Zhen, S & Yang, WY 2002, 'A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates', *Journal of Composite Materials*, vol 36, no. 5, pp. 589-610.
- Qi, B & Herszberg, I 1999, 'An engineering approach for predicting residual strength of carbon/epoxy laminates after impact and hygrothermal cycling', *Composite Structures*, vol 47, pp. 483-490.
- Qi, Y, Li, J & Liu, L 2014, 'Tensile properties of multilayer-connected biaxial weft knitted fabric reinforced composites for carbon fibers', *Materials and Design*, vol 54, pp. 678-685.
- Rakotoarisoa, C 2013, 'Prévision de la durée de vie en fatigue des composites à matrice organique tissés interlock', Thèse de doctorat, Université de technologie de Compiègne.
- Razi, H & Ward, S Août 1996, 'Principles for achieving damage tolerant primary composite aircraft structures', *11th DoD/FAA/NASA Conference On Fibrous Composites in Structural Design*, Fort Worth (USA).
- Reis, L & de Freitas, M 1997, 'Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels', *Composite Structures*, vol 38, pp. 509-515.
- Rhead, AT & Butler, R 2009, 'Compressive static strength model for impact damaged laminates', *Composites Science and Technology*, vol 69, pp. 2301-2307.
- Richardson, MOW & Wisheart, MJ 1996, 'Review of low-velocity impact properties of composite materials', *Composites Part A*, vol 27A, pp. 1123-1131.
- Rivallant, S, Bouvet, C, Abi Abdallah, E, Broll, B & Barrau, JJ 2014, 'Experimental analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: The role of impact-induced cracks in failure', *Composite Structures*, vol 111, pp. 147-157.
- Rivallant, S, Bouvet, C & Hongkarnjanakul, N 2013, 'Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements', *Composites: Part A*, vol 55, pp. 83-93.
- Sanchez-Saez, S, Barbero, E, Zaera, R & Navarro, C 2005, 'Compression after impact of thin composite laminates', *Composites Science and Technology*, vol 65, pp. 1911-1919.

- Schneider, J, Aboura, Z, Khellil, K, Benzeggagh, M & Marsal, D 2009, 'Caractérisation du comportement hors-plan d'un tissé interlock', *Compte rendus des 16èmes Journées Nationales sur les Composites*, Toulouse.
- Sebaey, TA, Gonzáles, EV, Lopes, CS, Blanco, N & Costa, J 2013, 'Post-impact compressive behavior of low temperature curing woven', *Composite Structures*, vol 95, pp. 569-576.
- Seltzer, R, Gonzales, C, Muñoz, R, Llorca, J & Blanco-Varela, T 2013, 'X-ray microtomography analysis of the damage micromechanisms in 3D woven composites under low-velocity impact ', *Composites: Part A*, vol 45, pp. 49-60.
- Short, GJ, Guild, FJ & Pavier, MJ 2001, 'The effect of delamination geometry on the compressive failure of composite laminates', *Composites Science and Technology*, vol 61, pp. 2075-2086.
- Sih, GC, Paris, PC & Irwin, GR 1965, 'On cracks in rectilinearly anisotropic bodies', *International journal of fracture*, vol 1, pp. 189-203.
- Sjögren, A, Krasnikovs, A & Varna, J 2001, 'Experimental determination of elastic properties of impact damage in carbon fibre/epoxy laminates', *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol 32, pp. 1237-1242.
- Soutis, C & Curtis, PT 1996, 'Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites', *Composites Science and Technology*, vol 56, pp. 677-684.
- Suffis, A, Lubrecht, AA & Combescure, A 2003, 'Damage Model with delay effect : Analytical and numerical studies of the evolution of the characteristic damage length', *International Journal of Solids and Structures*, vol 40, pp. 3463-3476.
- Sutherland, LS & Guedes Soares, C 2012, 'The use of quasi-static testing to obtain the low-velocity impact damage resistance of marine GRP laminates', *Composites: Part B*, vol 43, pp. 1459-1467.
- Thomas, M 2007, 'Design of high-performance composite structures: State-of-the art and challenges in Airbus', *Course on Emerging Techniques for damage prediction and failure analysis of laminated composite structures*, LMT-Cachan, 20-23 mars 2007.
- Tran, N (A venir, 2016), 'Caractérisation et modélisation du comportement mécanique des matériaux composites tissés 3D sous sollicitations dynamiques', Thèse de doctorat.
- Trousset, E 2013, 'Prévision des dommages d'impact basse vitesse et basse énergie dans les composites à matrice organique stratifiés', Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure des Arts et Métiers.
- Trousset, E, Rannou, J, Laurin, F, Guillaumat, L & Maire, JF 2011, 'Vers la prévision des dommages induits par un impact basse vitesse sur structures composites stratifiées ou tissées', *Compte-rendus des 17èmes Journées Nationales des Composites*, Poitiers (France).
- Verpoest, I & Lomov, SV 2005, 'Virtual textile composites software Wise Tex : Integration with micro-mechanical, permeability and structural analysis', *Composites Science and Technology*, vol 65, pp. 2563-2574.
- Vieille, B, Casado, VM & Bouvet, C 2014, 'Influence of matrix toughness and ductility on the compression-after-impact behavior of woven ply thermoplastic and thermosetting composites: A comparative study', *Composite Structures*, vol 110, pp. 207-213.

- Viot, P, Ballère, L, Guillaumat, L & Lataillade, JL 2008, 'Scale effects on the response of composite structures under impact loading', *Engineering Fracture Mechanics*, vol 75, no. 9, pp. 2725-2736.
- Waas, AM 2014, 'Deformation response and failure of textile composite structures', *First International Conference on Mechanics of Composites*, Long Island, New York (USA).
- Waite, S Juillet 2006, 'Damage/Defect Types and Inspection - some regulatory concerns', *MIL-17 Damage Tolerance and Maintenance Workshop*, Chicago (USA).
- Wang, XW, Pont-Lezica, I, Harris, JM, Guild, FJ & Pavier, MJ 2005, 'Compressive failure of composite laminates containing multiple delaminations', *Composites Science and Technology*, vol 65, pp. 191-200.
- Westphal, O, Bahlouli, N, Rémond, Y, Olivier, P, Gornet, L, Lawniczak, F, Uhring, W, Maillard, S & Chevalier, C 2011, 'Caractérisation des dommages au choc de composites stratifiés aéronautiques: application à la chute d'objets', *Compte-rendus des 17èmes Journées Nationales sur les Composites*, Poitiers.
- Xiong, Y & Poon, C 1995, 'A prediction method for the compressive strength of impact damaged composite laminates', *Composite Structures*, vol 30, pp. 357-367.
- Yan, H, Oskay, C, Krishnan, A & Xu, LR 2010, 'Compression-after-impact response of woven fiber-reinforced composites', *Composites Science and Technology*, vol 70, pp. 2128-2136.
- Yokozeki, T, Kuroda, A, Yoshimura, A, Ogasawara, T & Aoki, T 2010, 'Damage characterization in thin-ply composite laminates under out-of-plane transverse loadings', *Composite Structures*, vol 93, pp. 49-57.
- Yu, JZ, Cai, Z & Ko, FK 1994, 'Formability of textile preforms for composite applications. Part 1: Characterization experiments', *Composites Manufacturing*, vol 5, no. 2, pp. 113-122.
- Yudhanto, A, Watanabe, N, Iwahori, Y & Hoshi, H 2013, 'Compression properties and damage mechanisms of stitched carbon/epoxy composites', *Composites Science and Technology*, vol 86, pp. 52-60.
- Zeidler (a), E 2004, *Oxford users'guide to mathematics - 7.3.3 Numerical integration*, Oxford University Press Inc.
- Zeidler (b), E 2004, *Oxford users'guide to mathematics - 7.4 Non-linear problems*, Oxford University Press Inc.
- Zhang, D, Sun, Y, Chen, L & Pan, N 2013, 'A comparative study on low-velocity impact response of fabric composite laminates', *Materials & Design*, vol 50, pp. 750-756.

Table des figures

Figure 1 : Moteur LEAP de Snecma avec aube Fan en composite interlock et contrefiche de train d'atterrissage en composite intrelock de Messier-Bugatti-Dowty	7
Figure 2 : Comparaison des architectures d'un composite stratifié d'unidirectionnels et d'un composite tissé interlock (Henry et al. 2011).....	8
Figure 3 : Logo de présentation du projet PRC Composites.....	9
Figure 4 : Présence d'endommagement peu visible en surface mais important dans la structure et face opposée (Waite Juillet 2006)	14
Figure 5 : Courbe force/déplacement schématique pour un impact basse vitesse sans perforation (Hassan, Naderi & Bushroa 2014)	15
Figure 6 : Règles de dimensionnement à l'impact des structures composites. (Razi & Ward Août 1996)	16
Figure 7 : Représentation d'un composite stratifié de plis unidirectionnels	18
Figure 8 : Montage Charpy Zwick/Roell (Hufenbach et al. 2008)	19
Figure 9 : Réponse force/déplacement pour un essai Charpy sur composite stratifié de plis UD (Hufenbach et al. 2008).....	19
Figure 10 : Impacteurs en acier de forme (a) hémisphérique, (b) ogival et (c) conique (Mitrevski, Marshall & Thomson 2006)	20
Figure 11 : Tour de chute Dynatup utilisée pour les essais d'impact à l'Onera	21
Figure 12 : Différents montages pour le support de l'éprouvette lors de l'impact a) dispositif avec sauterelles (Onera) – b) appuis rectangulaires sur les bords (Hongkarnjanakul, Bouvet & Rivallant 2013) – c) encastrement rectangulaire sur les bords (Hassan, Naderi & Bushroa 2014) – d) encastrement circulaire (Onera) (Trousset 2013) – e) appuis linéiques sur rouleaux (Onera) (Trousset 2013).....	22
Figure 13 : Courbes force/déplacement (a) et force/temps (b) pour un stratifié d'unidirectionnels impacté (Belingardi & Vadori 2002)	23
Figure 14 : Endommagement dans un stratifié UD impacté à 30J (Hautier 2010).....	24
Figure 15 : Schéma de l'endommagement dans un stratifié avec délaminage, fissures de cisaillement et fissures de flexion (de Freitas, Silva & Reis 2000)	25
Figure 16 : Délaminage induit par impact basse vitesse/ basse énergie, forme en double hélicoïde (doubles hélices projetées) observé par C-scan (Hautier 2010)	25
Figure 17 : Présence de débris dans les fissures contribuant à la formation d'une empreinte résiduelle permanente en surface (Bouvet, Rivallant & Barrau 2012)	26
Figure 18 : Principe du contrôle par ultrason (Olympus) (Hautier 2010).....	27
Figure 19 : Principe de la micro-tomographie (McCombe et al. 2012)	29
Figure 20 : Volume de l'endommagement issu de la micro-tomographie d'un composite stratifié d'UD impacté à 4J. a) Vue du dessus - b) Vue de profil (McCombe et al. 2012).....	29
Figure 21 : Montage de compression après impact (CAI) de type Boeing (Onera).....	30
Figure 22 : Dispositif de stéréo-corrélation d'images utilisé sur le montage de compression (Onera)	32
Figure 23 : Mouchetis à deux temps successifs pour le suivi des déplacements par corrélation d'images (Chambard et al. 2009)	32
Figure 24 : Les modes de flambement possibles en CAI (Reis & de Freitas 1997)	33

Figure 25 : a) Mode de flambement global d'une plaque saine $[0_2/\pm 60_2]_s$ b) Mode de flambement local d'une plaque $[0_2/\pm 60_2]_s$ impactée (Laurin et al. 2012)	34
Figure 26 : a) stratifié cousu (Yudhanto et al. 2013) b) stratifié tricoté (Qi, Li & Liu 2014).....	35
Figure 27 : Les principaux types de préformes bidimensionnelles a- (El Hage 2006), b-(Falconnet et al. 2002), c-(Adanur & Liao 1998)	35
Figure 28 : Architecture d'un interlock (a) et d'un tissu 3D (b) (Ansar, Xinwei & Chouwei 2011)	37
Figure 29 : Micro-tomographie d'un tissu interlock (Heimbs et al. 2012)	37
Figure 30 : Courbes force/déplacement pour différentes fractions volumiques de torons liants et pour deux vitesses d'impact (Gerlarch et al. 2012)	38
Figure 31 : Coupes dans le plan (x,z) issus de la micro-tomographie d'un composite interlock orthogonal à fibres de verre impacté à 94J. a) Coupe au centre de l'impact - b) Coupe à 1.7mm du centre d'impact (Seltzer et al. 2013)	40
Figure 32 : Endommagement dans un angle-interlock à matrice organique et fibres carbone suite à un impact basse vitesse de 12J (Troussset et al. 2011)	40
Figure 33 : Profondeur d'empreinte en fonction de l'énergie des essais d'impact sur différentes architectures (Chen & Hodgkinson 2009)	41
Figure 34 : Machine 500kN pour les essais de traction et compression après impact (Onera).....	42
Figure 35 : Schéma de la rupture en compression d'un composite interlock soumis à un impact de 20J (vue de coté) (Chiu, Lai & Wu 2004).....	43
Figure 36 : Modélisation du délaminage pour la compression après impact dans un stratifié 32 plis (Guédra-Degeorges 2006)	46
Figure 37 : Modélisation des fissures matricielles et des délaminages lors de l'impact sur stratifié avec des zones cohésives (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013)	47
Figure 38 : Prévion des délaminages et de l'énergie absorbée pour un impact à 29,5J sur stratifié UD (Rivallant, Bouvet & Hongkarnjanakul 2013)	48
Figure 39 : Maillage mésoscopique avec insertion de fissures discrètes pour évaluer leurs effets sur le comportement mécanique par méthode éléments finis et homogénéisation (Couégnat 2008)	51
Figure 40 : Schéma du montage encastrement à fenêtre circulaire disponible à l'Onera.....	58
Figure 41 : Géométrie des éprouvettes utilisées pour les essais d'impact avec brides de serrage.....	58
Figure 42: Etude par simulation de l'influence de la masse sur la réponse à l'impact à énergie constante avec le montage d'encastrement circulaire (avec le modèle ODM_v5 présenté dans la suite de ce mémoire)	60
Figure 43 : Estimation des zones endommagées par calculs éléments finis avec un critère d'endommagement défini à partir du modèle ODM_CMO_V05 et en approximant la zone endommagée par une ellipse (montage d'encastrement circulaire).....	61
Figure 44 : Montage d'appuis sur rouleaux utilisé à l'Onera	62
Figure 45: Géométrie des éprouvettes d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux	62
Figure 46 Impacteur de diamètre 40 mm avec cellule de force.	64
Figure 47 : Réponses force/temps pour les essais avec montage d'encastrement circulaire (interlock de référence). Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg	66
Figure 48 : Mise en évidence avec l'essai à 150 J des oscillations de grande période observées sur les réponses force/temps des essais d'impact avec montage d'encastrement circulaire.	67

Figure 49 : Evolution du pic de force avec l'énergie incidente (montage encastrement circulaire avec interlock de référence).....	68
Figure 50 : Courbes force/temps pour les trois essais d'impact à 150 J (montage à encastrement circulaire avec interlock de référence). Vitesse incidente de 4,5 m/s	68
Figure 51 : Courbe force/déplacement pour les différentes énergies incidentes (montage à encastrement circulaire avec interlock de référence). Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg	69
Figure 52 : Evolution de l'énergie dissipée en fonction de l'énergie incidente	70
Figure 53 : Mesure par stéréo-corrélation d'images de la cote hors plan (normalisée ici) sur la face impactée (essai à 210 J) 3600 s après l'impact	71
Figure 54 : Evolution de la profondeur de l'empreinte résiduelle 3600 s après impact avec l'énergie incidente d'impact.....	71
Figure 55 : Evolution de la profondeur de l'empreinte résiduelle avec le temps.....	72
Figure 56 : Evolution de l'empreinte résiduelle après relaxation avec l'énergie incidente	73
Figure 57 : C-Scan d'éprouvettes de l'interlock de référence impactée à 60 J et 210 J avec le montage d'encastrement circulaire.....	73
Figure 58 : Evolution de l'aire de la zone endommagée projetée avec l'énergie incidente (gauche) et avec l'empreinte résiduelle mesurée à 3600 s après l'impact (droite). Vitesses incidentes de 2,8 m/s, 3,7 m/s, 4,5 m/s, 5,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg	74
Figure 59 : Coupes et observations microscopiques à 0° (chaîne) et 90° (trame) d'une éprouvette en interlock de référence impactée à 100 J	75
Figure 60 : Superposition des champs de contrainte obtenus par simulation éléments finis élastiques et d'une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)	76
Figure 61 : Fissures matricielles observées sur une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s).....	77
Figure 62 : Décohésions observées sur une coupe micrographique à 90° (trame) d'une éprouvette interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s).....	78
Figure 63 : Ruptures de fibres observées sur une coupe micrographique à 0° (chaîne) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s).....	79
Figure 64 : Coupe à cœur d'une plaque interlock de référence, impactée à 60 J (vitesse incidente de 2,8 m/s), vue de dessus et obtenue par micro-tomographie	80
Figure 65 : Superposition du champ de contrainte obtenu par simulation éléments finis et d'une coupe micrographique à 90° (trame) d'une plaque interlock de référence impactée à 100 J (vitesse incidente de 3,7 m/s)	81
Figure 66 : Courbes force/temps pour les différentes énergies d'impact sur l'interlock alternatif normalisées par rapport à l'effort maximal obtenu lors de l'essai d'impact à l'énergie la plus élevée avec l'interlock de référence (montage à encastrement circulaire). Vitesses incidentes de 3,3 m/s, 4,1 m/s, 4,7 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg	81
Figure 67 : Energie dissipée en fonction de l'énergie incidente pour les matériaux de référence et alternatif (montage à encastrement circulaire)	82
Figure 68 : Evolution de la profondeur d'empreinte résiduelle (gauche) et de la surface de la zone endommagée (droite) avec l'énergie incidente	83

Figure 69 : Coupe micrographique de l'interlock alternatif impacté à 120 J (vitesse incidente de 4,1 m/s)	84
Figure 70 : Courbes force/temps pour les différentes énergies d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux (normalisées par rapport aux essais avec le montage à encastrement circulaire). Vitesses incidentes de 2,3 m/s, 2,76m/s, 3 m/s, 3,3 m/s avec une masse fixée à 14,8 kg	85
Figure 71 : Evolution de l'énergie dissipée avec l'énergie incidente pour le montage à encastrement circulaire et celui en appuis sur rouleaux (gauche). Courbes force/déplacement pour les différentes énergies d'impact avec le montage en appuis sur rouleaux (normalisées par rapport aux essais avec le montage à encastrement circulaire) (droite)	85
Figure 72 : Evolution de la profondeur d'empreinte résiduelle avec l'énergie incidente pour le montage en appuis sur rouleaux.....	86
Figure 73 : C-Scans des éprouvettes impactées avec le montage d'appuis sur rouleaux à 50 J, 67 J et 80 J.....	87
Figure 74 : Fissures de surface sur la face impactée de l'éprouvette impactée à 80 J (vitesse incidente de 3,3 m/s) avec le montage d'appuis sur rouleaux	87
Figure 75 : Courbe force/déplacement d'un essai de poinçonnement quasi-statique en déplacement imposé avec un critère en force maximale (montage d'encastrement circulaire)	88
Figure 76 : Evolution de l'énergie cumulée mesurée par émission acoustique avec la force normalisée	89
Figure 77 : Comparaison des coupes micrographiques après impact (a) et après poinçonnement quasi-statique (b) pour l'interlock alternatif	89
Figure 78 : Comparaison des zones endommagées obtenues par C-scans avec un poinçonnement quasi-statique et avec un impact	90
Figure 79 : Schématisation d'un faciès d'endommagement par impact dans un interlock	92
Figure 80 : Coupe hors plan dans une éprouvette impactée à 60 J obtenue par micro-tomographie et montrant le caractère diffus de l'endommagement (absence de grands délaminages).....	96
Figure 81 : Comportement d'un matériau tissé interlock sous sollicitation de traction sens chaîne obtenu avec le modèle ODM-CMO-v5	97
Figure 82 : Représentation du modèle éléments finis pour la simulation d'un essai d'impact avec le montage encasté (un quart du système est maillé)	99
Figure 83 : Essai de fluage multi-paliers en traction sens chaîne effectué sur l'interlock de référence (Rakotoarisoa 2013)	100
Figure 84 : Répartition des poids des mécanismes visqueux élémentaires suivant une loi normale. 101	
Figure 85 : Mise en évidence du problème d'hystérèses inversées avec la formulation de la viscosité d'ODM-CMO-v5 par (Marcin 2010)	103
Figure 86 : Déformations visqueuses importantes sous l'impacteur avec le modèle ODM-CMO-v5. Impact à 150 J, t=0,002s, durée de l'impact à 0,004 s	103
Figure 87 : Cinétique des micro-dommages (évolution avec le chargement)	106
Figure 88 : Indice de désactivation des effets de l'endommagement avec fermeture progressive ...	108
Figure 89 : Déformations visqueuses faibles sous l'impacteur avec le modèle ODM-CMO-v7. Impact à 150 J, t=0,002s, durée de l'impact à 0,004 s	109
Figure 90 : Formalisme de l'endommagement dans les modèles ODM-CMO	110
Figure 91 : Modélisation des mécanismes de méso-dommages observés durant l'impact avec le modèle ODM-CMO-v7.....	114

Figure 92 : Loi de comportement 1D avec méso-dommages sans et avec déformations stockées ...	115
Figure 93 : Schéma expliquant l'origine des déformations stockées dans le modèle ODM-CMO.....	115
Figure 94 : Schématisation de l'intégration numérique par la méthode d'Euler explicite (gauche) et par la méthode d'Euler au point milieu comme utilisée dans ODM-CMO-v5 (droite)	117
Figure 95 : Mise en évidence de la dépendance au pas de temps du calcul de l'intégrale des déformations stockées avec la méthode d'intégration d'ODM-CMO-v5.....	118
Figure 96 : Principes des méthodes d'intégration numérique par la méthode des trapèzes (gauche) et par quadrature de Gauss (droite).....	119
Figure 97 : Comparaison des méthodes d'intégration pour les déformations stockées avec un pas de temps de 0,02 s	120
Figure 98 : Insensibilité de la méthode de quadrature de Gauss au pas de temps pour l'intégration des déformations stockées.....	121
Figure 99 : Schématisation de la méthode d'optimisation des bornes d'intégration	122
Figure 100 : Insensibilité au pas de temps de la méthode de quadrature de Gauss avec optimisation des bornes pour l'intégration des déformations stockées.....	123
Figure 101 : Identification des déformations résiduelles sur un essai de traction incrémentale en sens trame avec ODM-CMO-v7	124
Figure 102: Obtention par simulation éléments finis d'une empreinte permanente après impact avec le modèle ODM-CMO-v7 et les déformations résiduelles – gauche - comme observé expérimentalement (stéréo-corrélation d'images) – droite	124
Figure 103 : Evolution de l'erreur par rapport à la solution de référence (10000 incréments) de l'estimation des déformations résiduelles avec le nombre d'incréments	125
Figure 104 : Influence d'un chargement plan sur la création d'endommagements hors-plan par un couplage des échelles macro/méso.	127
Figure 105 : Influence du paramètre de l'effet retard sur la loi matériau (au point de Gauss) lors d'un chargement de traction à rupture.....	129
Figure 106 : Comparaison des mécanismes d'endommagement hors-plan d'un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v5 et une observation micrographique après impact (150 J)	130
Figure 107 : Comparaison de l'endommagement hors-plan d'un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v7 et d'une observation micrographique après impact (150 J)	133
Figure 108 : Comparaison des ruptures de torons prévues avec un calcul d'impact et le modèle ODM-CMO-v5 aux observations micrographiques après impact (150 J).....	135
Figure 109 : Enveloppe de rupture (2D et 3D) du modèle ODM-CMO-v7 montrant le renforcement sous chargement de compression hydrostatique	137
Figure 110 : Influence de la pression hydrostatique dans un calcul d'impact avec le modèle ODM-CMO-v7. Réduction des zones de ruptures de torons en compression par rapport à la version ODM-CMO-v5.....	138
Figure 111 : Principe de la méthode de Newton-Raphson illustré en 1D	141
Figure 112 : Cas-tests de calculs de structures pour valider la loi de comportement implémentée dans Abaqus/standard.....	143
Figure 113 : Simulation de la sollicitation d'impact à 150 J sur matériau interlock avec une loi linéaire élastique	148
Figure 114 : Modèle éléments finis du problème d'impact avec appuis sur rouleaux.	150
Figure 115 : Maillage d'un quart de l'impacteur	151

Figure 116 : Maillage d'un quart de l'éprouvette pour le montage d'encastrement circulaire.	151
Figure 117 : Maillage d'un quart de l'éprouvette pour le montage avec appuis sur rouleaux.....	152
Figure 118 : Influence du nombre de degrés de libertés sur la valeur du pic d'effort lors de la simulation d'un poinçonnement quasi-statique	153
Figure 119 : Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur sur la valeur du pic de force.....	154
Figure 120 : Influence de la discrétisation temporelle sur la réponse force/temps lors de l'impact à 50 J (vitesse incidente 2,6 m/s)	155
Figure 121 : Montage de compression monotone avec la machine Zwick (a) et éprouvette rompue vue de face (b) et de profil (c)	157
Figure 122 : Mise en évidence de l'indépendance de la déformation de fluage normalisée à la direction de sollicitation avec des essais en sens chaîne, trame et à 45° (Rakotoarisoa 2013) et pour différentes durées de sollicitation.....	158
Figure 123 : Réponse de fluage normalisée pour des différents couples (n_0 , n_c) testés (gauche) et surface d'erreur cumulée par rapport à l'essai de fluage hors-axe (45°) obtenue avec ces couples (droite).....	159
Figure 124 : Réponse de fluage normalisée pour les couples (n_0 , n_c) où l'erreur cumulée est minimale par rapport à l'essai de fluage hors-axe (45°)	159
Figure 125 : Identification de la viscosité sens chaîne avec un essai de fluage multi-paliers en traction	160
Figure 126 : Identification du seuil du méso-dommage d_2 avec l'émission acoustique durant un essai de traction incrémentale sens trame (gauche) et de sa loi d'évolution ainsi que la déformation résiduelle avec la courbe de comportement (droite)	162
Figure 127 : Identification du seuil de rupture de torons dans le sens chaîne en compression.....	162
Figure 128 : Mise évidence de la faible dissipation d'énergie due aux mécanismes plans lors de l'impact (encastrement circulaire). Réponse force/temps obtenue en désactivant les endommagements hors plan pour l'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)	164
Figure 129 : Montage d'essai de flexion trois points réalisé à l'Onera (gauche) et éprouvette rompue (droite).....	165
Figure 130 : Courbe force/déplacement, force/énergie cumulée et mesure de champ de déformation par stéréo-corrélation d'images lors de l'essai de flexion 3 points en sens chaîne	165
Figure 131 : Courbes force de contact/temps obtenues pour différentes valeurs de saturation avec la loi ODM-CMO-v7-HP pour l'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)	167
Figure 132 : Identification inverse des paramètres du macro-dommage hors-plan D3 (cinétique) sur l'essai d'impact à 150 J (vitesse incidente 4,6 m/s)	168
Figure 133 : Estimation des zones endommagées par décohésions inter-toron pour l'essai à 150 J (encastrement circulaire, vitesse incidente de 4,6 m/s) avec l'identification du modèle ODM-CMO-v7 réalisée par méthode inverse sur cet essai.	169
Figure 134 : Prédiction des comportements à l'impact (force/temps) pour les énergies incidentes testées (vitesse incidente de 5,3 m/s, 4,6 m/s, 3,7 m/s, 2,8 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire. Force normalisée par rapport au pic de force de l'essai à 200 J.	171
Figure 135 : Prédiction du pic d'effort maximal (gauche) et du temps de contact (droite) pour les différentes énergies incidentes des essais d'impact avec le montage d'encastrement circulaire	171

Figure 136 : Prévision des comportements à l'impact force/temps pour les essais à 40 J - 2,3 m/s (a) et 80 J - 3,3 m/s (b) testés avec le montage d'appuis sur rouleaux et les éprouvettes de largeur 70 mm et évolution du pic de force (c) et du temps de contact (d) avec l'énergie incidente	172
Figure 137 : Prévision d'endommagement en surface (rupture de torons) sur toute la largeur de l'éprouvette pour l'essai d'impact en appuis sur rouleaux à 80 J (vitesse incidente de 3,3 m/s).	173
Figure 138 : Prévision des comportements à l'impact force/temps pour les essais à 40 J - 2,3 m/s (a) et 80 J - 3,3 m/s (b) testés avec le montage d'appuis sur rouleaux et les éprouvettes de largeur 50 mm et évolution du pic de force (c) et du temps de contact (d) avec l'énergie incidente	174
Figure 139 : Estimation par simulation des zones de fissuration matricielle dans le plan créées lors de l'essai d'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire.	175
Figure 140 : Estimation par simulation des zones de rupture de torons créées lors de l'essai d'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire.....	176
Figure 141 : Estimation par simulation des zones de décohésion créées lors de l'impact à 100 J (3,7 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire.....	177
Figure 142 : Estimation par simulation de la surface de projection de l'endommagement (donnée par la surface de projection des décohésions) pour les essais avec le montage d'encastrement circulaire. On considère endommagées les zones où la variable « bureau d'étude » (comprise entre 0 et 1) est supérieure à 0,9.....	178
Figure 143 : Comparaison essais/calculs de la surface de projection de l'endommagement pour les essais d'impact avec encastrement circulaire.....	178
Figure 144 : Prévision de l'empreinte résiduelle permanente pour le montage encastré	180
Figure 145 : Prévision de l'énergie dissipée lors de l'impact pour les montages d'encastrement circulaire et d'appuis sur rouleaux (�prouvette de largeur 70 mm) (a) et courbes force/déplacement pour l'impact à 200 J (5,3 m/s) avec le montage d'encastrement circulaire et 80 J (3,3 m/s) pour une éprouvette en appuis sur rouleaux (largeur 70 mm)	181
Figure 146 : Règles de dimensionnement à l'impact des structures composites. (Razi & Ward Août 1996).....	187
Figure 147 : Epruvette de compression après impact prise dans les mors hydrauliques avant essai	188
Figure 148 : Comparaison des courbes de comportement contrainte/déplacement (LVDT) en compression après impact pour les différents niveaux d'énergie incidente testés	189
Figure 149 : Evolution de l'énergie cumulée obtenue par émission acoustique avec la contrainte pour les essais de CAI (gauche) et évolution des seuils de réamorçage de l'endommagement (contrainte seuil normalisée par rapport à la contrainte à rupture de la plaque saine) avec une observation de décohésions post-rupture sur la tranche de l'éprouvette CAI 80 J (droite).....	190
Figure 150 : Raideur résiduelle en CAI en fonction de l'énergie incidente (gauche) et raideur résiduelle globale en CAI en fonction de l'énergie incidente.....	191
Figure 151 : Evolution de la résistance résiduelle en compression après impact avec l'énergie incidente.....	192
Figure 152 : Champ de déplacement hors-plan d'une éprouvette saine en compression et d'une éprouvette impactée à 80 J en compression	193
Figure 153 : Faciès de rupture en compression (vue de face et de profil) d'une éprouvette saine (gauche) et d'une éprouvette impactée à 80 J (droite). Les parties de l'éprouvette montrant le tissage de l'interlock ont été grisées pour des raisons de confidentialité.	194

Figure 154 : Comparaison des courbes de comportement contrainte/déplacement (LVDT) en traction après impact pour les différents niveaux d'énergie incidente testés	195
Figure 155 : Evolution de l'énergie cumulée obtenue par émission acoustique avec la contrainte pour les essais de TAI (gauche) et évolution des seuils de réamorçage (contrainte seuil normalisée par rapport à la contrainte à rupture de la plaque saine) de l'endommagement (droite)	196
Figure 156 : Raideur résiduelle en TAI en fonction de l'énergie incidente	196
Figure 157 : Erreur de corrélation d'images en surface de l'éprouvette en TAI (80 J) à 50 % de l'effort à rupture. Mise en évidence des fissures de surfaces initiales.	197
Figure 158 : Evolution de la résistance résiduelle en traction après impact avec l'énergie incidente et comparaison avec l'évolution de la résistance en compression après impact	198
Figure 159 : Faciès de rupture en traction d'une éprouvette saine (gauche) et d'une éprouvette impactée à 80 J (droite).....	199
Figure 160 Chaîne de calcul dynamique/statique sur matériau tissé interlock	200
Figure 161 : Comparaison de la répartition de l'endommagement pour une plaque saine en traction au niveau du pic d'effort obtenu avec un maillage d'impact et un maillage régulier (un quart de l'éprouvette est maillé)	202
Figure 162 : Maillage et conditions aux limites du problème de sollicitation post-impact	203
Figure 163 : Evolution du méso-dommage sens trame et du macro-dommage hors-plan lors de la simulation de la CAI 80 J.....	204
Figure 164 : Evolution du macro-dommage sens chaîne D_{1c_BE} lors de la simulation de la CAI (80 J). 205	
Figure 165 : Délocalisation de l'endommagement après rupture (CAI 80 J).....	206
Figure 166 : Courbes de comportement force/déplacement en CAI 50 J et 80 J - comparaison essai/calcul. Contrainte normalisée par la contrainte à rupture de l'éprouvette saine en compression.	207
Figure 167 : Evolution de la macro-variable sens chaîne D_{1c_BE} lors de l'essai de CAI 50 J dans le quart d'éprouvette maillé	208
Figure 168 : Champ de déplacement hors-plan en surface de l'éprouvette avec flexion additionnelle locale	208
Figure 169 : Scénario d'évolution des endommagements obtenus par simulation (quart d'éprouvette) de la TAI 80 J (seuil de réamorçage autour de 50 % de la contrainte maximale)	210
Figure 170 : Evolution de la fissuration matricielle et des décohésions inter-torons prévues par simulation (quart d'éprouvette) pour l'essai de TAI 40 J	211
Figure 171 : Evolution des ruptures de torons prévues par simulation (quart d'éprouvette) pour l'essai de TAI 40 J.....	212
Figure 172 : Comparaison des courbes de comportement force/déplacement obtenues expérimentalement et par simulation pour la TAI 40 J et 80 J. Contrainte normalisée par la contrainte à rupture de l'éprouvette saine en traction.....	213
Figure 173 : Evolution de la raideur en CAI avec l'énergie d'impact incidente prévue par simulation et comparaison aux résultats expérimentaux.....	214
Figure 174 : Evolution de la raideur résiduelle en fonction de l'énergie incidente en TAI. Comparaison essais/calculs	215
Figure 175 : Comparaison de résistances résiduelles obtenues par simulation en CAI et en TAI	216
Figure 176 : Comparaison de résistances résiduelles obtenues par simulation en CAI et en TAI sur des éprouvettes de même largeur (70 mm)	217

Figure 177 : Estimation des résistances résiduelles en CAI. Comparaison essais/calculs.....	217
Figure 178 : Estimation des résistances résiduelles en TAI. Comparaison essais/calculs	218
Figure 179 : Identification de la loi d'évolution du macro-dommage sur un essai de flexion trois points dans le sens trame.....	227

Thèse de Doctorat

Adrien ELIAS

Nocivité des défauts induits par impact pour les structures composites tissées 3D à matrice organique

Influence of impact damage in three dimensional woven composites with polymer matrix

Résumé

Des composites à renfort tridimensionnel de type interlock ont été récemment utilisés pour des structures aéronautiques exposées aux chocs. Ils permettent une réduction de la masse par rapport aux solutions métalliques, et limitent les pertes de performances après un impact par rapport aux composites stratifiés de plis unidirectionnels généralement utilisés. Toutefois, les mécanismes d'endommagement spécifiques des composites interlocks conduisent à repenser le dimensionnement à l'impact pour ces matériaux. Cette étude a permis de mettre en place une démarche de modélisation permettant d'estimer les performances résiduelles quasi-statiques de structures interlocks à matrice organique ayant subi un impact basse vitesse / basse énergie (« petit choc »). Des analyses expérimentales ont d'abord mis en évidence les endommagements induits par impact dans ces matériaux. Le modèle Onera Damage Model (ODM) existant a été développé afin de prendre en compte les mécanismes spécifiques observés. Des simulations éléments finis de l'impact utilisant ODM ont permis de prévoir les endommagements générés par cette sollicitation. L'état d'endommagement prévu a ensuite été utilisé en état initial de simulations quasi-statiques, également basées sur ODM, pour estimer l'influence du défaut induit par impact sur la rigidité et la résistance. La démarche a été validée au moyen d'essais quasi-statiques post-impact dont les résultats ont été confrontés aux prévisions issues des simulations.

Mots-clés

IMPACT ; TOLERANCE AUX DOMMAGES ;
PERFORMANCES RESIDUELLES ;
ENDOMMAGEMENT ; COMPOSITES TISSES.

Abstract

Three-dimensional interlock woven composites have been recently used for aircraft structures exposed to impact events. A mass reduction, compared with metallic materials, but also better residual performances after impact than for classical unidirectional laminate composites are expected. However, the specific damage mechanisms observed in interlock composites lead to reconsider the impact design of structures using these materials. This study allowed establishing a modeling strategy in order to predict the residual performances of polymer interlock woven composites previously subjected to low velocity / low energy impact (representative of small shocks such as a drop tool). A first step has consisted in carrying out impact tests to point out and to characterize the different damage mechanisms induced by impact in interlock composites. Then, the material behavior model, namely Onera Damage Model (ODM), has been extended to take into account the damage mechanisms observed during the experimental investigation. A two-step simulation approach has been proposed and has consisted in predicting the damage induced by an impact in order to estimate the residual properties (strength and rigidity) of the specimen. The same model ODM is used as well for the impact simulation as for the residual performance simulations. Some post-impact quasi-static tests have also been performed and the modeling strategy has been validated by comparing simulation results with experimental results.

Keywords

IMPACT; DAMAGE TOLERANCE; RESIDUAL
PERFORMANCES; DAMAGE; WOVEN
COMPOSITES.